This is a reproduction of a library book that was digitized by Google as part of an ongoing effort to preserve the information in books and make it universally accessible.

Google™ books

https://books.google.com

Über dieses Buch

Dies ist ein digitales Exemplar eines Buches, das seit Generationen in den Regalen der Bibliotheken aufbewahrt wurde, bevor es von Google im Rahmen eines Projekts, mit dem die Bücher dieser Welt online verfügbar gemacht werden sollen, sorgfältig gescannt wurde.

Das Buch hat das Urheberrecht überdauert und kann nun öffentlich zugänglich gemacht werden. Ein öffentlich zugängliches Buch ist ein Buch, das niemals Urheberrechten unterlag oder bei dem die Schutzfrist des Urheberrechts abgelaufen ist. Ob ein Buch öffentlich zugänglich ist, kann von Land zu Land unterschiedlich sein. Öffentlich zugängliche Bücher sind unser Tor zur Vergangenheit und stellen ein geschichtliches, kulturelles und wissenschaftliches Vermögen dar, das häufig nur schwierig zu entdecken ist.

Gebrauchsspuren, Anmerkungen und andere Randbemerkungen, die im Originalband enthalten sind, finden sich auch in dieser Datei – eine Erinnerung an die lange Reise, die das Buch vom Verleger zu einer Bibliothek und weiter zu Ihnen hinter sich gebracht hat.

Nutzungsrichtlinien

Google ist stolz, mit Bibliotheken in partnerschaftlicher Zusammenarbeit öffentlich zugängliches Material zu digitalisieren und einer breiten Masse zugänglich zu machen. Öffentlich zugängliche Bücher gehören der Öffentlichkeit, und wir sind nur ihre Hüter. Nichtsdestotrotz ist diese Arbeit kostspielig. Um diese Ressource weiterhin zur Verfügung stellen zu können, haben wir Schritte unternommen, um den Missbrauch durch kommerzielle Parteien zu verhindern. Dazu gehören technische Einschränkungen für automatisierte Abfragen.

Wir bitten Sie um Einhaltung folgender Richtlinien:

+ *Nutzung der Dateien zu nichtkommerziellen Zwecken* Wir haben Google Buchsuche für Endanwender konzipiert und möchten, dass Sie diese Dateien nur für persönliche, nichtkommerzielle Zwecke verwenden.

+ *Keine automatisierten Abfragen* Senden Sie keine automatisierten Abfragen irgendwelcher Art an das Google-System. Wenn Sie Recherchen über maschinelle Übersetzung, optische Zeichenerkennung oder andere Bereiche durchführen, in denen der Zugang zu Text in großen Mengen nützlich ist, wenden Sie sich bitte an uns. Wir fördern die Nutzung des öffentlich zugänglichen Materials für diese Zwecke und können Ihnen unter Umständen helfen.

+ *Beibehaltung von Google-Markenelementen* Das "Wasserzeichen" von Google, das Sie in jeder Datei finden, ist wichtig zur Information über dieses Projekt und hilft den Anwendern weiteres Material über Google Buchsuche zu finden. Bitte entfernen Sie das Wasserzeichen nicht.

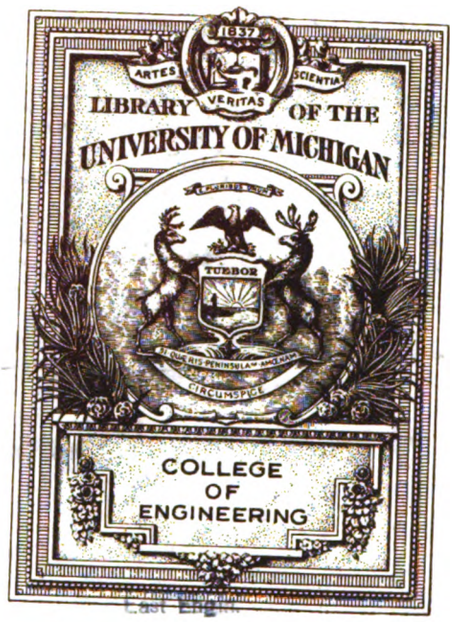
+ *Bewegen Sie sich innerhalb der Legalität* Unabhängig von Ihrem Verwendungszweck müssen Sie sich Ihrer Verantwortung bewusst sein, sicherzustellen, dass Ihre Nutzung legal ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass ein Buch, das nach unserem Dafürhalten für Nutzer in den USA öffentlich zugänglich ist, auch für Nutzer in anderen Ländern öffentlich zugänglich ist. Ob ein Buch noch dem Urheberrecht unterliegt, ist von Land zu Land verschieden. Wir können keine Beratung leisten, ob eine bestimmte Nutzung eines bestimmten Buches gesetzlich zulässig ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass das Erscheinen eines Buchs in Google Buchsuche bedeutet, dass es in jeder Form und überall auf der Welt verwendet werden kann. Eine Urheberrechtsverletzung kann schwerwiegende Folgen haben.

Über Google Buchsuche

Das Ziel von Google besteht darin, die weltweiten Informationen zu organisieren und allgemein nutzbar und zugänglich zu machen. Google Buchsuche hilft Lesern dabei, die Bücher dieser Welt zu entdecken, und unterstützt Autoren und Verleger dabei, neue Zielgruppen zu erreichen. Den gesamten Buchtext können Sie im Internet unter `http://books.google.com` durchsuchen.

C 3 9015 00354 765 3
University of Michigan – BUHR

Digitized by Google



East Engin
Library

Digitized by Google

TL
503
.Z48

Digitized by Google

Digitized by Google

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER LUFTFAHRZEUG-INDUSTRIELLER IN BERLIN UND DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN

SCHRIFTLEITUNG:

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.

VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A. D. G. KRUPP

BERLIN W. 35, BLUMESHOF 17 PT.

TEL.: LÜTZOW 6508

TELEGRAMM-ADRESSE: FLUGWISSEN

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

DR.-ING. DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. WILH. HOFF

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A.O. PROFESSOR A.D. TECHN. HOCHSCHULE BERLIN DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

14. JAHRGANG

1923

MIT 194 ABBILDUNGEN IM TEXT

MÜNCHEN UND BERLIN 1923

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Digitized by Google

Digitized by Google

Inhalts-Übersicht.

Verfasser-Verzeichnis.

Seite

Ackeret, J., Ein Beispiel zum statischen Segelflug . . 86
Baeumker, A., Das Luftbild im Unterricht 6
—, Übersichtskarte der für das Luftfahrwesen wichtigen Anlagen Mittel-Europas 64
—, Ziele des deutschen Segelfluges 110
—, Der deutsche Segelflug im vergangenen Sportjahre und seine künftigen Ziele 147
Budig, F., Erfahrungen mit Kraftradmotoren im Segelflugzeug 160
Eisenlohr, Roland, Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung 136
Everling, E., Meßgeräte und Mechanik 25
—, Zur Mechanik des Segelfluges 152
—, Wertung von Segelflügen 135
Georgii, Walter, Hangwindstudien 1
—, Statischer Segelflug über Flachküsten 114
Helmbold, H. B., Die Sinkgeschwindigkeit der Segelflugzeuge 121
Hoff, Wilh., Erster deutscher Küstensegelflug 1923 . . 85
—, Das wirtschaftliche Verkehrsflugzeug 101
—, Betrachtungen zur Förderung des Segelfluges 151
Klemperer, W. und Th. Bienen, Die bestmögliche Steigzahl 70
König, Georg, Zur Längsstabilität der Flugzeuge 61
—, Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (Dr. Schaffran) für die Praxis 124
Koppe, Heinrich, Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen 17
Krupp, G., Zerstörung des größten und schnellsten Verkehrsflugzeuges 6
—, Flugstatistik der Deutsch-Russischen Luftverkehrs-Gesellschaft 69
Kutzbach, Das Ergebnis des ersten Rhemag-Wettbewerbs um einen Sportflugmotor 115
Lachmann, G., Die Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel 71
—, Der englische Wettbewerb für Kleinflugzeuge und seine Lehren 165
Linke, Franz, Der Segelflug in Argentinien 159
Offermann, E., Seilstart motorloser Flugzeuge und Fesselflug 157
Otte, R., Neue Fortschritte im Flugzeugbau 104
Pröll, A., Hat der Segelflug noch eine Zukunft? 150
Reiffenstein, Manfred, Über neue Versuche mit Schwingenfliegern 90
Sattler, Neuzeitliche Hallen für Flugzeuge 127
Seehase, H., Holz- oder Metallflugzeug 2
Seilkopf, Heinrich, Die Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen 6
Schieferstein, Erwiderung 123
Schlink, W., Bemerkungen über den Rhön-Wettbewerb 1923 154
Schrenk, M., Bedenken gegen die Anwendung des Schiefersteinschen Prinzips in der Flugtechnik 122
—, Eine Bemerkung zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 159
Weyl, Alfred Richard, Die Pariser Luftfahrt-Ausstellung . 43, 58
—, Die XII. Ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 133
Wichmann, G., Der praktische Wert des Segel- und schwachmotorigen Flugzeugs 111
Wigand, Albert, und Heinrich Koppe, Ein neuer Flugzeug-Meteorograph 106
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, Geschäftliche Mitteilungen 16, 40, 56, 68, 100, 132, 164, 172

Sachverzeichnis.

Seite

»Angernsee-Preises«, Ausschreibung des — 118
Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF) 35
Bedenken gegen die Anwendung des Schiefersteinschen Prinzips in der Flugtechnik (M. Schrenk) 122
Berichtigung 65, 79
Bücherbesprechung 9, 34, 65, 79, 97, 117, 128, 160
Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen, Die — (Heinrich Seilkopf) 6
Erwiderung (Schieferstein) 123
Flugstatistik der Deutsch-Russischen Luftverkehrsgesellschaft (G. Krupp) 69
Flugzeugbau, Neue Fortschritte im — (R. Otte) 104
Flugzeugmeteorograph, Ein neuer — (Albert Wigand und Heinrich Koppe) 106
Fokker-Überlandflug-Preis 43
Förderung des Segelfluges, Betrachtungen zur — (Wilh. Hoff) 151
Geschäftliche Mitteilungen (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt) 16, 40, 56, 68, 100, 132, 164, 172
Hallen für Flugzeuge, Neuzeitliche — (Sattler) 127
Hangwindstudien (Walter Georgii) 1
Holz- oder Metallflugzeug (H. Seehase) 2
»Juhl-Preises«, Ausschreibung des — 117
»Kotzenberg-Hochschul-Wanderpreis«, Der — 43
Kraftradmotoren im Segelflugzeug, Erfahrungen mit — (F. Budig) 160
Küstensegelflug 1923, Erster Deutscher — (Wilh. Hoff) . . 85
Längsstabilität der Flugzeuge, Zur — (Georg König) . . . 61
Luftbild im Unterricht, Das — (A. Baeumker) 6
Luftfahrt-Ausstellung, Die Pariser — (Alfred Richard Weyl) 43, 57
Luftfahrtinstrumente, Deutsche Literatur über — 29
Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten 10, 53, 66, 80, 98, 118, 129, 163
II. Technische Nachrichten 13, 55, 67, 82, 99, 119, 130
Luftschraubenversuche (Dr. Schaffran) für die Praxis. Die Bedeutung systematischer — (Georg König) 124
Mechanik des Segelfluges, Zur — (E. Everling) 152
Meßgeräte und Mechanik (E. Everling) 25
Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen, Verfahren zur — (Heinrich Koppe) 17
Ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Die XII. — (Weyl) 133
Paul-Koechl-Preis-Wettbewerb um ein Schulgleitflugzeug, Ausschreibung für den — 9
»Rhemag«-Wettbewerb um einen Sportflugmotor, Ausschreibung für den — 8
»Rhemag«-Wettbewerb um einen Sportflugmotor, Ausschreibung für den zweiten — 116
Rhemag-Wettbewerbs um einen Sportflugmotor, Das Ergebnis des ersten — (Kutzbach) 115
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923. Ausschreibung 41
— Bekanntmachung I 43
— Bekanntmachung III 89
— Bekanntmachung IV 90
Rhön-Wettbewerb 1923, Bemerkungen über den — (W. Schlink) 154
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923. Eine Bemerkung zum — (M. Schrenk) 159
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung, Der — (Roland Eisenlohr) 136
Segel- und schwachmotorigen Flugzeugs, Der praktische Wert des — (G. Wichmann) 111
Segelflug, Ein Beispiel zum statischen — (J. Ackeret) . . . 86
Segelflug im vergangenen Sportjahre und seine künftigen Ziele, Der deutsche — (A. Baeumker) 147
Segelflug in Argentinien, Der — (Franz Linke) 159
Segelflug noch eine Zukunft?, Hat der — (A. Pröll) 150
Segelflug über Flachküsten, Statischer — (W. Georgii) . . 114
Segelflug-Gesellschaft, Mitteilung der — 160
Segelfluges, Ziele des deutschen — (A. Baeumker) 110
Seilstart motorloser Flugzeuge und Fesselflug (E. Offermann) 157
Sinkgeschwindigkeit der Segelflugzeuge, Die — (H. B. Helmbold) 121
Schwingenfliegern, Über neue Versuche mit — (Manfred Reiffenstein) 90
Steigzahl, Die bestmögliche — (W. Klemperer und Th. Bienen) 70
Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel, Die — (G. Lachmann) 71
Übersichtskarte der für das Luftfahrwesen wichtigen Anlagen Mittel-Europas (A. Baeumker) 64
Verkehrsflugzeug, Das wirtschaftliche — (Wilh. Hoff) . . . 101
Verkehrsflugzeuges, Zerstörung des größten und schnellsten — (G. Krupp) 6
Wertung von Segelflügen (E. Everling) 135
Wettbewerb für Kleinflugzeuge und seine Lehren, Der englische — (G. Lachmann) 165

Abbildungen.

Flugstatistik der Deutsch-Russischen Luftverkehrs-Gesellschaft. (4 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. G. Krupp) 69/70
Flugzeuge (7 Abbildungen zum Aufsatz »Neue Fortschritte im Flugzeugbau. R. Otte) 104/106
Flugzeugmeteorograph. (4 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Albert Wigand und Heinrich Koppe.) . . 107/110

Digitized by Google

Seite

Holz- oder Metallflugzeug. (13 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. H. Seehase.) 2/5
Küstensegelflug. (7 Abbildungen zum Aufsatz »Erster Deutscher Küstensegelflug 1923«. Wilh. Hoff.) 85/86
Längsstabilität der Flugzeuge. (8 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Georg König.) 61/64
Luftschraubenversuche. (8 Abbildungen zum Aufsatz »Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (Dr. Schaffran) für die Praxis.« Georg König.) 125/127
Neuzeitliche Hallen für Flugzeuge. (2 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Sattler.) 128
Pariser Luftfahrt-Ausstellung. (32 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Alfred Richard Weyl.) . . . 47/53, 57/59
Rhemag-Wettbewerb. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Das Ergebnis des ersten Rhemag-Wettbewerbs um einen Sportflugmotor.« Kutzbach.) 115/116
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923. (25 Abbildungen zum Aufsatz »Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung.« Roland Eisenlohr.) . . . 137/145
Rhön-Wettbewerb 1923. (1 Abbildung zum Aufsatz »Bemerkungen über den Rhön-Wettbewerb 1923.« W. Schlink.) 156
Riesenflugzeug. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Zerstörung des größten und schnellsten Verkehrsflugzeuges.« G. Krupp.) 6
Segelflugzeugmotoren. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Der praktische Wert des Segel- und schwachmotorigen Flugzeugs«. G. Wichmann.) 112/113
Seilstart motorloser Flugzeuge und Fesselflug. (6 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. E. Offermann.) 157/159
Sinkgeschwindigkeit der Segelflugzeuge. (2 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. H. B. Helmbold.) . . . 121/122
Schwingenflieger-Versuche. (18 Abbildungen zum Aufsatz »Über neue Versuche mit Schwingenfliegern.« Manfred Reiffenstein.) 90/97
Statischer Segelflug. (8 Abbildungen zum Aufsatz »Ein Beispiel zum statischen Segelflug«. J. Ackeret.) 87/89
Statischer Segelflug über Flachküsten. (2 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. W. Georgii.) 114
Steigzahl. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Die bestmögliche Steigzahl«. W. Klemperer und Th. Bienen.) 70/71
Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel. (22 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. G. Lachmann.) 71/78
Verfahren zur Messung von Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen. (5 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Heinrich Koppe.) 19/23
Wettbewerb. (11 Abbildungen zum Aufsatz »Der englische Wettbewerb und seine Lehren«. G. Lachmann.) . . . 165/70

Bücherbesprechungen.

Verfasser-Verzeichnis.

Akademischer Verein Hütte E. V., Hütte . . . 162
Bennewitz, Dr. Kurt, Flugzeuginstrumente 33
Bredow, Traugott, und Fritz Müller, Das Luftverkehrsgesetz vom 1. August 1922 161
Eisenlohr, Dr.-Ing. Roland, Der motorlose Flug . . . 128
Fahr, Dr.-Ing. Otto, Die Einführung von Zeitstudien in einem Betrieb für Reihen- und Massenfertigung der Metallindustrie 9
Forsyth, A. R., Lehrbuch der Differentialgleichungen . 161
Fuchs, Prof. Dr. Richard, und Prof. Dr. Ludwig Hopf, Aerodynamik 65
Giacomelli, R., Atti dell'associazione Italiana di aerotecnica (Verhandlungen der italienischen Gesellschaft für Luftfahrt)
Bd. I, 1920/21, Bd. II, 1922, Heft 1/2 161
Bd. III, 1923, Heft 1 und 2 162
Goldmann, F., Anleitung zum Gebrauch des Zweiskalen- und Dreiskalenrechenschiebers 163
Gussalli, L., Si può già tentare un viaggio dalla terra alla luna? (Kann man schon die Reise von der Erde auf den Mond wagen?) 162
Hamel, Dr. phil. Georg, Elementare Mechanik 162
Hermanns, Hubert, Techno-Diktionär 97
Keinath, G., Die Technik der elektrischen Meßgeräte . . 161
Lee, Charles E., The Aircraft Year-Book 1923 160
Meißner, Reg.-Rat Dr. W., Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt 33
National Advisory Committee for Aeronautics, Luftfahrtinstrumente (Aeronautic Instruments) 34
Riesser, Heinrich, Technischer Index 97
Thurn, H., Der funkentelegraphische Wetter- und Zeitzeichendienst 161

Sachverzeichnis.

Seite

Aerodynamik (Prof. Dr. Richard Fuchs und Prof. Dr. Ludwig Hopf) 65
Aircraft Year Book 1923, The — (Charles E. Lee) 160
Atti dell'associazione Italiana di aerotecnica (Verhandlungen der italienischen Gesellschaft für Luftfahrt) (R. Giacomelli)
Bd. I, 1920/21, Bd. II, 1922, Heft 1/2 161
Bd. III, 1923, Heft 1 und 2 162
Differentialgleichungen, Lehrbuch der — (A. R. Forsyth) . 161
Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt (Reg.-Rat Dr. W. Meißner) 33
Flug, Der motorlose — (Dr.-Ing. Roland Eisenlohr) 128
Flugzeuginstrumente (Dr. Kurt Bennewitz) 33
Hütte (Akademischer Verein Hütte E. V.) 162
Janes »All the Worlds' Aircraft 1922« 79
Literarischer Jahresbericht des Dürer-Bundes 1922/23 . . 9
Luftfahrtinstrumente (Aeronautic Instruments) (National Advisory Committee for Aeronautics) 34
Luftverkehrsgesetz vom 1. August 1922, Das — (Traugott Bredow und Fritz Müller) 161
Mechanik, Elementare — (Dr. phil. Georg Hamel) 162
Meßgeräte, Die Technik der elektrischen — (G. Keinath) . 161
Rendiconti dell'Istituto sperimentale aeronautico, Jahrgang 10, 2. Reihe, Heft 3 und 4 65
Jahrgang 11, 2. Reihe, Heft 1 163
Si può già tentare un viaggio dalla terra alla luna? (Kann man schon die Reise von der Erde auf den Mond wagen?) (L. Gussalli) 162
Technischer Index (Heinrich Riesser) 97
Techno-Diktionär (Hubert Hermanns) 97
Verhandlungen des Reichseisenbahnrats 79
Wetter- und Zeitzeichendienst, Der funkentelegraphische — (H. Thurn) 161
Zeitstudien in einem Betrieb für Reihen- und Massenfertigung der Metallindustrie, Die Einführung von — (Dr.-Ing. Otto Fahr) 9
Zweiskalen- und Dreiskalenrechenschiebers, Anleitung zum Gebrauch des — (F. Goldmann) 163

Luftfahrt-Rundschau.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet.)

Afghanistan 98
Belgien 12, 118
Deutschland 10, 53, 66, 80, 118, 129, 163
Ernst Heinkel-Flugzeugwerke, Warnemünde 66
Frankreich 11, 54, 66, 80, 98, 118, 129
Göteborger Ausstellung 66
Groß-Britannien 129
Holland 12, 81
Lettland 12
Luftfahrt-Unterricht 10
Luftrecht 98
Luxemburg 12
Rhön-Segelflug 1923 66
Rumänien 13
Spanien 13, 66
Schweden 13
Tschechoslowakei 13
Ungarn 81
Venezuela 66
Vereinigte Staaten 13, 66, 81
Weltluftverkehr 11, 98, 129

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet.)

Brennstoffe 55
Flugerfahrung 13, 67, 82/83, 99, 119, 130
Flugzeugbau 55, 67/68, 84, 99, 119/120, 130/131
Flugzeugberechnung 13, 55, 83, 99, 120, 131
Flugzeugbeschreibung 14, 56, 99, 120, 131
Flugzeugteile 14, 68, 99, 120
Literatur 14, 120
Luftschiffe 14
Luftschrauben 15
Material 99
Materialkunde 99/100
Meßgeräte 15
Motorbau 15, 100, 131
Motorbeschreibung 15, 100, 120, 131
Motorverdichtung 120
Segelflug 15, 100
Strömungslehre 83/84

Digitized by Google

MAR 1 1923

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

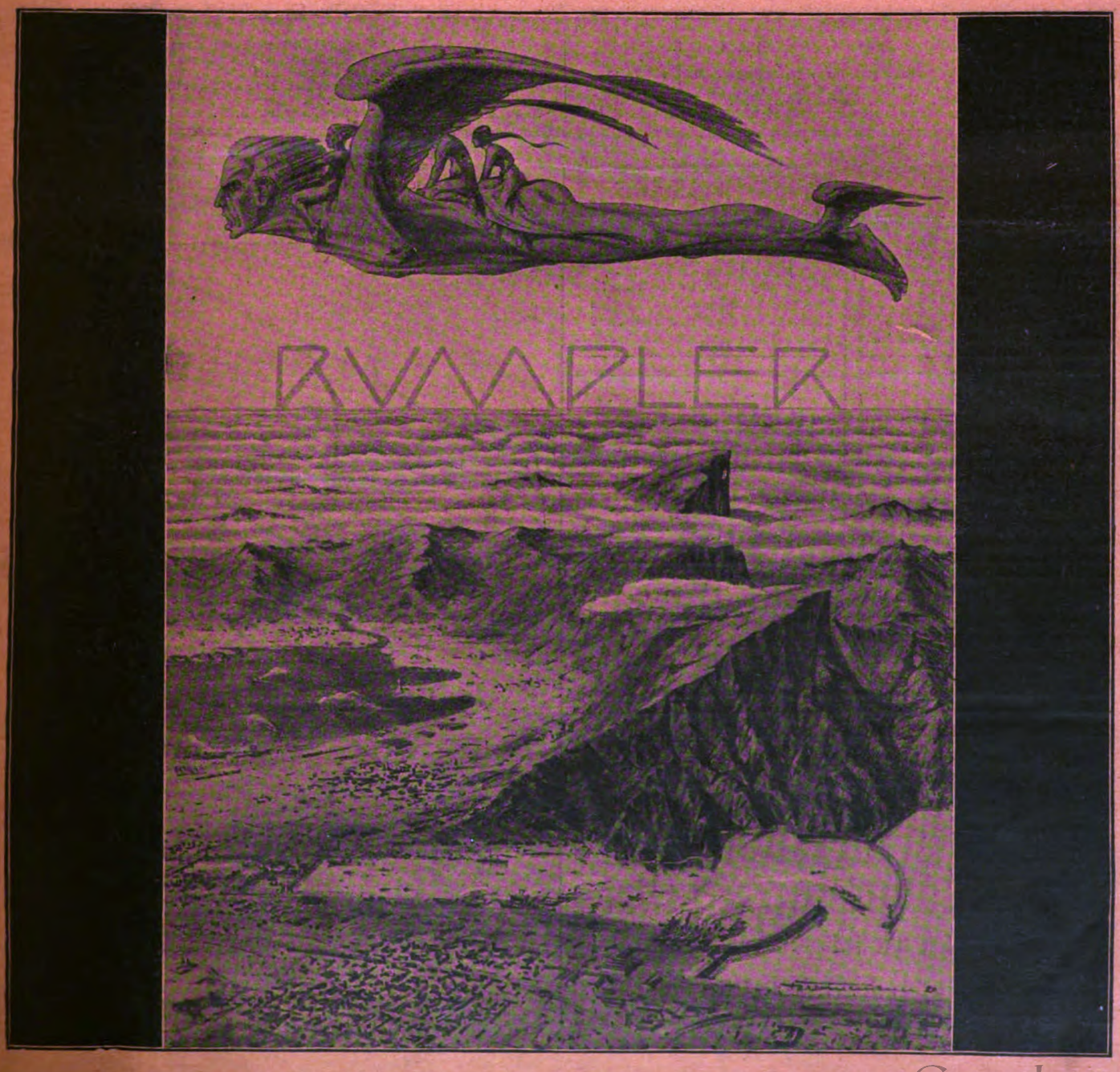
SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35, Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

1. u. 2. Heft | München, 26. Januar 1923 | 14. Jahrgang



Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres und vorbehaltlich etwaiger, durch das Fortschreiten der Teuerung bedingter Nachforderungen zum Preise von M. 200.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- u. Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.***

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 30.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 20.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Hangwindstudien. Von Walter Georgii, Frankfurt a. M. S. 1.
Holz- oder Metallflugzeug. Von Seehase. S. 2.
Zerstörung des größten und schnellsten Verkehrsflugzeuges. Auch ein Opfer des Friedensvertrages. Von G. Krupp. S. 6.
Das Luftbild im Unterricht. Von A. Baeumker. S. 6.
Die Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen. Von Heinrich Seilkopf. S. 6.
Ausschreibung für den „Rhemag"-Wettbewerb um einen Sportflugmotor. S. 8.
Ausschreibung für den Paul Koechl-Preis-Wettbewerb um ein Schulgleitflugzeug. S. 9. — **Bücherbesprechung.** S. 9.
Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten. S. 10. — II. Technische Nachrichten. S. 13.
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 16.

Assistenten
für Motoren- und Flugzeugbau
sofort gesucht.
Angebote mit Lebenslauf, Zeugnisabschriften, Gehaltsansprüch. und Angabe des frühesten Eintrittstermins erbeten an die
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof. (1)

Konstrukteure,
selbständigere, sowie auch solche für Details, insbesondere Steuerungen, Motoreinbau inkl. Rohrleitungen etc., gesucht. (2)
Rohrbach-Metall-Flugzeugbau Berlin SW 68, Friedrichstr. 203

Patent-Ingenieur
gesucht, (3)
bevorzugt solche mit Sonder-Erfahrungen in uns. Arbeitsgebiet.
Bedingung vielseitige Sprachkenntnisse.
Rohrbach-Metall-Flugzeugbau Berlin SW 68, Friedrichstr. 203

Technikum
Bodenbach a. Elbe. **Progr. frei**
Spezialehrpläne für Installat. und Heizungs-Ingenieure; Maschinen- und Elektrotechnik, Hoch-, Tief- und Eisenbetonbau, Technische Chemie.

Der Inhaber des Patents No. 336 003, betr. „Flugzeug",
wünscht zwecks gewerblicher Verwertung seiner Erfindung in Deutschland mit Interessenten in Verbindung zu treten. Gefl. Anfragen erbeten an **Patentanwalt R. H. Korn, Berlin, Königgrätzerstraße 95.** (4)

Vollständige Jahrgänge der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt kaufen wir jederzeit zurück
R. Oldenbourg, München und Berlin.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

1. u. 2. Heft | 26. Januar 1923 | 14. Jahrgang

Hangwindstudien.

Von Walter Georgii, Frankfurt a. M.

Das Problem des statischen Segelfluges ist gelöst. Der Beweis ist erbracht, daß unter normalen Verhältnissen der Wind an einem Steilhang ausreicht, ein Flugzeug stundenlang in der Luft zu halten. Trotzdem werden wir unsere Erfahrungen über den statischen Segelflug nicht als abgeschlossen betrachten können, sondern manches reizvolle Sonderproblem dieser Flugart wird noch an uns herantreten. Auch der Hangwind ist nicht immer zuverlässig. Die Leistungen, die sich durch ihn erreichen lassen, wechseln stark mit den thermodynamischen Verhältnissen der Atmosphäre. Trotz der großen Erfolge hat der diesjährige Rhönwettbewerb Grenzen angedeutet, die dem statischen Segelflug nicht nur in der räumlichen Ausdehnung, sondern in der Möglichkeit seiner Durchführung überhaupt gezogen sind. Auch in einem idealen Gebirge mit gleichartigen Steilhängen nach allen Seiten würde sich eine verschiedene Segelfähigkeit für die verschiedenen Windrichtungen ergeben, da die Windbeeinflussung durch das Gebirge in engem Zusammenhang zu dem augenblicklichen Zustand der freien Atmosphäre steht, und der Hangwind hinsichtlich seiner Stärke und Ausdehnung Schwankungen, entsprechend den thermischen Änderungen der unbeeinflußten Atmosphäre, unterliegt.

Schwankungen der Einflußhöhe des Gebirges. Die Grundzüge der Hangwindströmung wurden früher in dieser Zeitschrift dargelegt[1]). Es konnte der Nachweis erbracht werden, daß der Aufwind über einem Gebirge eine bestimmte Höhe, angenähert = 0,3 der Gebirgshöhe, erreicht. Durch die Fortführung dieser Untersuchungen konnte zunächst dieses ursprüngliche Resultat durch weiteres Material bestätigt werden. K. Wegener hat auf dem Brocken im Harz vom 2. Januar bis 8. Februar 1906 Drachenaufstiege ausgeführt, deren Ergebnisse ausgezeichnet die Gebirgseinwirkung feststellen lassen. Nach diesen Aufstiegen errechnet sich die Einflußhöhe des Brockens (1142 m) zu 300 m. Sie reiht sich zwanglos den früheren Ergebnissen ein und beträgt ebenfalls wieder $\sim 0{,}3$ der Gebirgshöhe. Diesem Mittelwert der Einflußhöhe kommt aber nur eine verhältnismäßig geringe praktische Bedeutung zu. Infolge der starken Veränderlichkeit der Atmosphäre kann die Einflußhöhe von Tag zu Tag sehr erheblichen Schwankungen unterliegen, die den statischen Segelflug im Hangwind beträchtlich beeinflussen. Die Einflußhöhe hängt nicht allein von der Gebirgshöhe ab, sondern sie ist noch eine Funktion des Temperaturgradienten der Atmosphäre. Je größer der Temperaturgradient der freien Atmosphäre ist, desto höher liegt die Einflußhöhe und umgekehrt. Man erkennt diesen Zusammenhang leicht aus der Lage der Einflußhöhe bei verschiedenen Windrichtungen.

Zahlentafel 1. Einflußhöhen.

Gebirgshöhe H_b	Einflußhöhe H_e	H_e/H_b
Feldberg i. Taunus . . 820 m	260 m	0,32
Brocken . . . . . 1142 »	300 »	0,26
Ritten b. Bozen . . . . 1500 »	400 »	0,28
Kalkalpen . . . . . 2500 »	650 »	0,26
Diablerets . . . . . 3300 »	1000 »	0,30
	Mittel	0,28

Zahlentafel 2. Mittlere Einflußhöhe des Feldberges i/T. bei verschiedenen Windrichtungen.

Windrichtung	N	NE	E	SE	S	SW	W	NW
Mittlere Einflußhöhe H_e	1130	1040	1045	1040	1000	1120	1135	1160
Abweichung v. Mittel ΔH_e .	+50	−40	−35	−40	−80	+40	+55	+80
Mittl. Temperaturgradient γ auf 100 m .	—	0,39	—	0,39	—	0,51	—	0,58
$b = \frac{\Delta H_e}{(\gamma - \gamma_m)}$.	—	666	—	666	—	666	—	615

[1]) Die Windbeeinflussung durch Gebirge (2 Mitteilungen), ZFM 1922, S. 5 u. 64.

Aus der Zusammenstellung der Zahlentafel 2 geht deutlich eine Gesetzmäßigkeit zwischen den Abweichungen der Einflußhöhe ΔH_e und dem Temperaturgradienten γ hervor. Kleinem Temperaturgradient (NE- u. SE-Wind) entspricht eine tiefe, großem Temperaturgradient eine hohe Lage der Einflußhöhe. Die gegenseitige Abhängigkeit ist eine lineare. Zusammen mit der ursprünglich festgestellten Abhängigkeit der Einflußhöhe (H_e) von der Gebirgshöhe (H_b) kann man folgende allgemeine Gleichung aufstellen:

$$H_e = a\,H_b + b\,(\gamma - \gamma_m).$$

γ bedeutet in dieser Gleichung den augenblicklichen Temperaturgradient (für 100 m), γ_m den mittleren Temperaturgradient für die Höhenschicht des Berges. Für verschiedene Höhenschichten ist

0—1000	1000—2000	2000—3000	3000—4000 m
$\gamma_m = 0{,}45$	0,46	0,50	0,56

a wurde früher $\sim 0{,}3$ oder genauer $= 0{,}28$ gefunden. b gibt die Schwankung der Einflußhöhe für die Einheit der Differenz der Temperaturgradienten (für $\gamma - \gamma_m = 1$) an und errechnet sich aus $b = \frac{\Delta H_e}{\gamma - \gamma_m}$ nach Zahlentafel 2 im Mittel zu 650. Die allgemeine Gleichung der Einflußhöhe lautet also:

$$H_e = 0{,}28\,H_b + 650\,(\gamma - \gamma_m).$$

Sie gestattet, die Einflußhöhe für jeden Tag unter Berücksichtigung der herrschenden Witterungsverhältnisse festzustellen und damit zugleich die Höhe zu bestimmen, die ein Flugzeug durch statischen Segelflug im Hangwind erreichen kann. Selbstverständlich gilt sie nur für eine stabile Atmosphäre, d. h. für $\gamma < 1^0$. Bei labilem Zustand oder $\gamma > 1^0$ verliert sie ihren Sinn, da dann Luftmassen ganz unabhängig vom Gebirge bis zu beliebiger Höhe aufsteigen können.

Am 24. August 1922 betrug die Temperaturabnahme der freien Atmosphäre $\gamma = 0{,}6^0$. Die Einflußhöhe der Wasserkuppe ist infolgedessen an diesem Tage $H_e = 0{,}28 \cdot 950 + 650\ (0{,}60 - 0{,}46) = 363$ m. Die größte Höhe, die Hentzen auf seinem Höhenfluge am gleichen Tage erreichte, betrug 350 m. Hentzen hat demnach den aufsteigenden Luftstrom bis zu seiner oberen Grenze ausgenutzt und die Maximalhöhe erreicht, bis zu der an diesem Tage ein Flugzeug im statischen Segelflug überhaupt ansteigen konnte. Bei großen Temperaturgradienten von $\gamma = 0{,}8$ oder $0{,}9^0$ liegt die Einflußhöhe 490 bzw. 560 m über dem Wasserkuppenplateau. Im allgemeinen werden diese Höhen die größten sein, die im statischen Segelflug über der Wasserkuppe erzielt werden können. Ist keine Temperaturabnahme mit der Höhe vorhanden, also $\gamma = 0$, dann wird die Einflußhöhe bis zum Berggipfel selbst herabgedrückt[1]). In diesem Falle ist kein erfolgreicher statischer Segelflug mehr möglich. Als Beispiel sei der 22. August 1922 angeführt. An diesem Tage wurden in den frühen Morgenstunden bei Südwind von 10 m/s^{-1} zahlreiche Startversuche (Hackmack, Botsch, Brenner) gemacht. Das Ergebnis war trotz des starken Windes an dem orographisch an und für sich nicht ungünstigen Südhang negativ. Wie die Temperaturmessungen ergaben, herrschte an diesem Morgen Temperaturumkehr (100 m: 17°, 800 m 17,1°, $\gamma = -0{,}01$). Die Einflußhöhe war deshalb bis zur Wasserkuppe herabgedrückt und ein Aufwind über dem Berge nicht vorhanden.

Turbulenz. Bei der Untersuchung der Windzunahme, die infolge Verengerung der Strömung über Bergen auftritt, ergab sich eine bemerkenswerte Abhängigkeit zwischen der Windverstärkung über dem Gebirge und der Windgeschwindigkeit der freien, unbeeinflußten Atmosphäre[2]). Die Windzunahme über dem Gebirge erreicht ihren größten Betrag bei 5 bis 8 m, nimmt darüber wesentlich ab und wird bei großen Windgeschwindigkeiten wahrscheinlich sogar negativ. Die gleiche Erscheinung ist auch in den Wind-

[1]) Die Gleichung ergibt für $\gamma = 0$ schon einen negativen Wert $= -26$.

[2]) Vgl. ZFM 1922, Heft 1, S. 6.

Digitized by Google

messungen angedeutet, die R. Benkendorff[1]) über Dünen angestellt hat. Eine Erklärung für dieses auffallende Verhalten war zunächst nicht ohne weiteres ersichtlich, erst die Berücksichtigung anderer meteorologischer Faktoren, die ein ähnliches Verhalten in gleicher Abhängigkeit zeigen, hat die gewünschte Aufklärung ergeben und zugleich neue Gesichtspunkte für die Strömungsvorgänge der Atmosphäre offenbart. H. Ficker[2]) hat die Temperaturunterschiede zwischen Gebirge und freier Atmosphäre an der Zugspitze untersucht und sie in Beziehung zur Windgeschwindigkeit gesetzt.

Zahlentafel 3. Mittlere Windzunahme über dem kleinen Feldberg i/T. 820 m gegenüber der freien Atmosphäre.

Windgeschwindigkeit der freien Atmosphäre	0—4 m/s^{-1}	5—8	9—12	13—16
Abweichung über dem Feldberg	+0,4 »	+2,2	+1.6	—1,4

Windzunahme über Dünen.

Mittlere Windgeschwindigkeit der freien Atmosphäre .	4 m/s^{-1}	5	13	16
Windzunahme über die Düne in vH .	36	28	16	20

Zahlentafel 4. Temperaturdifferenz Zugspitze — freie Atmosphäre.

Windgeschw. m/s^{-1}	0	2	3	5	7	9	11	13/20
Δt Zugsp. — fr. Atm.	—0,42°	—1,25	(—2,65)	—1,74	—2,02	—2,50	—0,81	—0,93

Wie der Vergleich von Zahlentafel 3 und 4 ergibt, zeigt die Änderung der Temperaturdifferenzen genau den gleichen Gang, wie die Änderung der Windzunahme. Vor allen Dingen tritt der gleiche Sprung bei Windgeschwindigkeiten über 10 m/s^{-1} auf. Da die tieferen Temperaturen der Berggipfel eine unmittelbare Folge der Windablenkung durch das Gebirge sind, stehen beide Erscheinungen, die Abnahme der Windverstärkung und der Temperaturdifferenz, zweifellos in engem Zusammenhang. Eine einfache Erklärung liefert die Turbulenz des Windes. Die Turbulenz stört den gleichmäßigen Strömungsverlauf und verursacht eine Durchmischung der Luftschichten. Sie muß also einen Ausgleich der Wind- und Temperaturunterschiede herbeiführen. Aus dem scharfen Sprung, der in den Wind- und Temperaturbeobachtungen am Gebirge bei etwa 11 m/s^{-1} einsetzt, geht hervor, daß die Strömung der Luft am Gebirge bei dieser Geschwindigkeit eine durchgreifende Änderung erfährt und von ziemlich gleichmäßigem Verlauf bis zu 10 m/s^{-1} bei 11 m/s^{-1} plötzlich in starke Turbulenz übergeht. Diese Turbulenz hat wohl nicht die Form von kleinen Schwankungen (Mikroturbulenz), sondern dürfte durch größere Luftwirbel (Makroturbulenz) hervorgerufen werden. Für den statischen Segelflug ist diese Strömungsänderung von wesentlicher Bedeutung. Es ergibt sich, daß die statische Segelfähigkeit im Hangwind bis 10 m/s^{-1} am günstigsten ist, daß sie aber bei größeren Windgeschwindigkeiten infolge einsetzender Turbulenz erheblich beeinträchtigt oder ganz aufgehoben wird. Es sei in diesem Zusammenhang an den Sturmflug von Botsch am Mittag des 24. August erinnert, bei dem Botsch, bei 14 bis 15 m/s^{-1} Windgeschwindigkeit sehr erheblichen Wirbelböen ausgesetzt, nicht gegen den Wind aufkommen konnte.

Segelflug im Windschatten des Gebirges. Der Sturmflug von Botsch gibt noch zu einer anderen Betrachtung Veranlassung. Wie ist es Botsch gelungen, nachdem er im eigentlichen Hangwind auf der Luvseite des Gebirges Höhe verloren hatte, auf der Leeseite wieder Höhe zu gewinnen, so daß er auf dem Gipfelplateau landen konnte? Allem Anschein nach haben wir in diesem Fluge den ersten deutlichen dynamischen Segeleffekt vor uns. Die Flugbahn befand sich in ihrem ersten Teil in dem sehr kräftigen, lebendigen Luftstrom von 15 m/s^{-1}, im zweiten Teil im Totluftbereich der Leeseite der Wasserkuppe. Botsch konnte also eine erhebliche Geschwindigkeit gegen den Totluftbereich ausspielen und so mit einem einmaligen Sprung das Wasserkuppenplateau erreichen. Befragt über diesen Flug, sagt Botsch, daß er glaubte, auf der Leeseite genug »Schwung« gehabt zu haben, um den Gipfel zu erreichen; das bedeutet aber physikalisch nichts anderes, als daß er genügend lebendige Energie für einen Höhengewinn ausspielen konnte. Die Möglichkeit besteht allerdings, daß der aufsteigende Strom eines Leewirbels, der sich durch Saugwirkung der starken Oberströmung bilden konnte, das Flugzeug statisch gehoben hat, doch dürfte die Kraft dieses Leewirbels zur Durchführung des Fluges nicht allein ausgereicht haben. Der Flug von Botsch stellt ein praktisches Beispiel zu der von K. Wegener[1]) neuerdings hervorgehobenen Segelmethode hinter einem Schiff dar und ist zum mindesten als ein gemischt dynamisch-statischer Segelflug anzusprechen.

[1]) Schriften d. Naturwissenschaftl. Vereins in Schleswig-Holstein 1906, 16. Bd.

[2]) Meteorolog. Zeitschrift 1913, S. 285.

Holz- oder Metallflugzeug.

Von H. Seehase.

Für die Herstellung lebenswichtiger Konstruktionsteile von Flugzeugen hat man reine Metallkonstruktionen, Holzkonstruktionen oder eine Mischung dieser beiden Bauarten angewandt. Leider wird häufig der Fehler begangen, daß auf Grund von Erfahrungen mit einigen bis heute bekanntgewordenen »Typen« eine einseitige Stellungnahme zu dem gerade angewandten Bauverfahren eingenommen wird. Das in diesem Sinne gebrauchte Schlagwort »Holz- oder Metallbau« schadet der Weiterentwicklung des Flugzeugbaues erheblich. Zweck dieses Aufsatzes ist es, in großen Umrissen zu zeigen, wie man zu einer sachlichen Stellungnahme zu dem Problem Holz- oder Metallbau gelangen kann. Es soll auch gezeigt werden, daß die Bauverfahren nicht zum Abschluß gelangt sind, sondern noch wesentlich fortentwickelt werden können.

Zur Beurteilung der einzelnen Bauverfahren ist zunächst die Kenntnis der Festigkeitseigenschaften des verwendeten Baustoffes Voraussetzung. Die Festigkeitslehre gibt hierfür Kennziffern an, welche auf eine Flächeneinheit bezogen sind (z. B. Bruchfestigkeit für Flußeisen 45 kg pro mm^2). Es werden also beim Vergleich dieser Ziffern stets Probekörper gleichen Querschnitts und gleicher Länge vorausgesetzt, die je nach ihrem spezifischen Gewicht sehr verschiedenes Gesamtgewicht haben. Um den Einfluß des spezifischen Gewichts zu berücksichtigen, hat man die Quotienten aus Festigkeit und spezifischem Gewicht und den Begriff der Reißlänge gebildet. Diese abgeleiteten Kennziffern haben für Beurteilung des Baustoffes geringen Wert, da sie nur Aufschluß über eine bestimmte Belastungsstufe geben. Ein klares Bild der Festigkeitseigenschaften unter Berücksichtigung des spezifischen Gewichts gewinnt man, wenn für Stäbe gleichen Gewichts und gleicher Länge die zugehörigen Kennziffern in einem Schaubild aufgezeichnet werden. Die Kreisquerschnitte solcher Stäbe aus Kiefernholz, Duralumin, Gußeisen, Flußeisen und Stahl sind in Abb. 1 dargestellt. Die linienförmige Auftragung

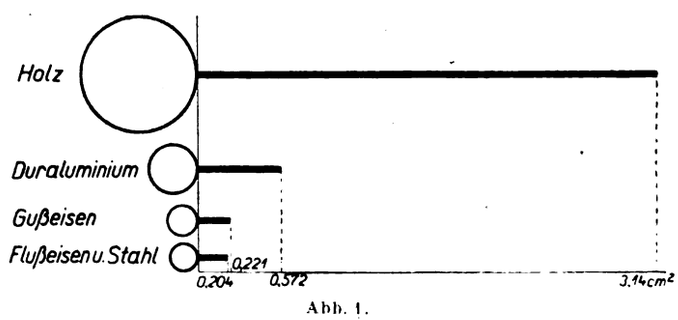


Abb. 1.

der Flächeninhalte auf der rechten Seite dieses Bildes hebt ihren Unterschied noch stärker hervor und zeigt die Überlegenheit der leichten Baustoffe für Teile, die hohe örtliche Festigkeit haben müssen.

Die Zug-Dehnungs-Diagramme dieser gewichtsgleichen Stäbe sind in Abb. 2 zusammengestellt. Die beiden angegebenen Werte für den Holzstab (20 mm Durchm., 200 mm lang) gelten für ausgesuchtes erstklassiges Kiefernholz. Die Dehnungen der Metallstäbe wurden unter Berücksichtigung des entsprechenden Schlankheitsverhältnisses auf die Länge von 200 mm umgerechnet. Diese Diagramme zeigen klar und anschaulich das Verhalten der Baustoffe für alle Belastungsstufen. Diese Betrachtungsweise wird

[1]) ZFM 1922, Heft 19 u. 20, S. 288.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

1. u. 2. Heft 26. Januar 1923 14. Jahrgang

Hangwindstudien.

Von Walter Georgii, Frankfurt a. M.

Das Problem des statischen Segelfluges ist gelöst. Der Beweis ist erbracht, daß unter normalen Verhältnissen der Wind an einem Steilhang ausreicht, ein Flugzeug stundenlang in der Luft zu halten. Trotzdem werden wir unsere Erfahrungen über den statischen Segelflug nicht als abgeschlossen betrachten können, sondern manches reizvolle Sonderproblem dieser Flugart wird noch an uns herantreten. Auch der Hangwind ist nicht immer zuverlässig. Die Leistungen, die sich durch ihn erreichen lassen, wechseln stark mit den thermodynamischen Verhältnissen der Atmosphäre. Trotz der großen Erfolge hat der diesjährige Rhönwettbewerb Grenzen angedeutet, die dem statischen Segelflug nicht nur in der räumlichen Ausdehnung, sondern in der Möglichkeit seiner Durchführung überhaupt gezogen sind. Auch in einem idealen Gebirge mit gleichartigen Steilhängen nach allen Seiten würde sich eine verschiedene Segelfähigkeit für die verschiedenen Windrichtungen ergeben, da die Windbeeinflussung durch das Gebirge in engem Zusammenhang zu dem augenblicklichen Zustand der freien Atmosphäre steht, und der Hangwind hinsichtlich seiner Stärke und Ausdehnung Schwankungen, entsprechend den thermischen Änderungen der unbeeinflußten Atmosphäre, unterliegt.

Schwankungen der Einflußhöhe des Gebirges. Die Grundzüge der Hangwindströmung wurden früher in dieser Zeitschrift dargelegt[1]). Es konnte der Nachweis erbracht werden, daß der Aufwind über einem Gebirge eine bestimmte Höhe, angenähert = 0,3 der Gebirgshöhe, erreicht. Durch die Fortführung dieser Untersuchungen konnte zunächst dieses ursprüngliche Resultat durch weiteres Material bestätigt werden. K. Wegener hat auf dem Brocken im Harz vom 2. Januar bis 8. Februar 1906 Drachenaufstiege ausgeführt, deren Ergebnisse ausgezeichnet die Gebirgseinwirkung feststellen lassen. Nach diesen Aufstiegen errechnet sich die Einflußhöhe des Brockens (1142 m) zu 300 m. Sie reiht sich zwanglos den früheren Ergebnissen ein und beträgt ebenfalls wieder $\sim 0{,}3$ der Gebirgshöhe. Diesem Mittelwert der Einflußhöhe kommt aber nur eine verhältnismäßig geringe praktische Bedeutung zu. Infolge der starken Veränderlichkeit der Atmosphäre kann die Einflußhöhe von Tag zu Tag sehr erheblichen Schwankungen unterliegen, die den statischen Segelflug im Hangwind beträchtlich beeinflussen. Die Einflußhöhe hängt nicht allein von der Gebirgshöhe ab, sondern sie ist noch eine Funktion des Temperaturgradienten der Atmosphäre. Je größer der Temperaturgradient der freien Atmosphäre ist, desto höher liegt die Einflußhöhe und umgekehrt. Man erkennt diesen Zusammenhang leicht aus der Lage der Einflußhöhe bei verschiedenen Windrichtungen.

Zahlentafel 1. Einflußhöhen.

Gebirgshöhe H_b	Einflußhöhe H_e	H_e/H_b
Feldberg i. Taunus . . 820 m	260 m	0,32
Brocken . . . . . 1142 »	300 »	0,26
Ritten b. Bozen . . . . 1500 »	400 »	0,28
Kalkalpen . . . . . 2500 »	650 »	0,26
Diablerets . . . . . 3300 »	1000 »	0,30
	Mittel	0,28

Zahlentafel 2. Mittlere Einflußhöhe des Feldberges i/T. bei verschiedenen Windrichtungen.

Windrichtung	N	NE	E	SE	S	SW	W	NW
Mittlere Einflußhöhe H_e	1130	1040	1045	1040	1000	1120	1135	1160
Abweichung v. Mittel ΔH_e	+ 50	— 40	— 35	— 40	— 80	+ 40	+ 55	+ 80
Mittl. Temperaturgradient γ auf 100 m	—	0,39	—	0,39	—	0,51	—	0,58
$b = \frac{\Delta H_e}{(\gamma - \gamma_m)}$	—	666	—	666	—	666	—	615

Aus der Zusammenstellung der Zahlentafel 2 geht deutlich eine Gesetzmäßigkeit zwischen den Abweichungen der Einflußhöhe ΔH_e und dem Temperaturgradienten γ hervor. Kleinem Temperaturgradient (NE- u. SE-Wind) entspricht eine tiefe, großem Temperaturgradient eine hohe Lage der Einflußhöhe. Die gegenseitige Abhängigkeit ist eine lineare. Zusammen mit der ursprünglich festgestellten Abhängigkeit der Einflußhöhe (H_e) von der Gebirgshöhe (H_b) kann man folgende allgemeine Gleichung aufstellen:

$$H_e = a\,H_b + b\,(\gamma - \gamma_m).$$

γ bedeutet in dieser Gleichung den augenblicklichen Temperaturgradient (für 100 m), γ_m den mittleren Temperaturgradient für die Höhenschicht des Berges. Für verschiedene Höhenschichten ist

0—1000	1000—2000	2000—3000	3000—4000 m
$\gamma_m = 0{,}45$	0,46	0,50	0,56

a wurde früher $\sim 0{,}3$ oder genauer $= 0{,}28$ gefunden. b gibt die Schwankung der Einflußhöhe für die Einheit der Differenz der Temperaturgradienten (für $\gamma - \gamma_m = 1$) an und errechnet sich aus $b = \frac{\Delta H_e}{\gamma - \gamma_m}$ nach Zahlentafel 2 im Mittel zu 650. Die allgemeine Gleichung der Einflußhöhe lautet also:

$$H_e = 0{,}28\,H_b + 650\,(\gamma - \gamma_m).$$

Sie gestattet, die Einflußhöhe für jeden Tag unter Berücksichtigung der herrschenden Witterungsverhältnisse festzustellen und damit zugleich die Höhe zu bestimmen, die ein Flugzeug durch statischen Segelflug im Hangwind erreichen kann. Selbstverständlich gilt sie nur für eine stabile Atmosphäre, d. h. für $\gamma < 1^0$. Bei labilem Zustand oder $\gamma > 1^0$ verliert sie ihren Sinn, da dann Luftmassen ganz unabhängig vom Gebirge bis zu beliebiger Höhe aufsteigen können.

Am 24. August 1922 betrug die Temperaturabnahme der freien Atmosphäre $\gamma = 0{,}6^0$. Die Einflußhöhe der Wasserkuppe ist infolgedessen an diesem Tage $H_e = 0{,}28 \cdot 950 + 650\ (0{,}60 - 0{,}46) = 363$ m. Die größte Höhe, die Hentzen auf seinem Höhenfluge am gleichen Tage erreichte, betrug 350 m. Hentzen hat demnach den aufsteigenden Luftstrom bis zu seiner oberen Grenze ausgenutzt und die Maximalhöhe erreicht, bis zu der an diesem Tage ein Flugzeug im statischen Segelflug überhaupt ansteigen konnte. Bei großen Temperaturgradienten von $\gamma = 0{,}8$ oder $0{,}9^0$ liegt die Einflußhöhe 490 bzw. 560 m über dem Wasserkuppenplateau. Im allgemeinen werden diese Höhen die größten sein, die im statischen Segelflug über der Wasserkuppe erzielt werden können. Ist keine Temperaturabnahme mit der Höhe vorhanden, also $\gamma = 0$, dann wird die Einflußhöhe bis zum Berggipfel selbst herabgedrückt[1]). In diesem Falle ist kein erfolgreicher statischer Segelflug mehr möglich. Als Beispiel sei der 22. August 1922 angeführt. An diesem Tage wurden in den frühen Morgenstunden bei Südwind von 10 m/s^{-1} zahlreiche Startversuche (Hackmack, Botsch, Brenner) gemacht. Das Ergebnis war trotz des starken Windes an dem orographisch an und für sich nicht ungünstigen Südhang negativ. Wie die Temperaturmessungen ergaben, herrschte an diesem Morgen Temperaturumkehr (100 m: 17°, 800 m 17,1°, $\gamma = -0{,}01$). Die Einflußhöhe war deshalb bis zur Wasserkuppe herabgedrückt und ein Aufwind über dem Berge nicht vorhanden.

Turbulenz. Bei der Untersuchung der Windzunahme, die infolge Verengerung der Strömung über Bergen auftritt, ergab sich eine bemerkenswerte Abhängigkeit zwischen der Windverstärkung über dem Gebirge und der Windgeschwindigkeit der freien, unbeeinflußten Atmosphäre[2]). Die Windzunahme über dem Gebirge erreicht ihren größten Betrag bei 5 bis 8 m, nimmt darüber wesentlich ab und wird bei großen Windgeschwindigkeiten wahrscheinlich sogar negativ. Die gleiche Erscheinung ist auch in den Wind-

[1]) Die Windbeeinflussung durch Gebirge (2 Mitteilungen), ZFM 1922, S. 5 u. 64.

[1]) Die Gleichung ergibt für $\gamma = 0$ schon einen negativen Wert $= -26$.

[2]) Vgl. ZFM 1922, Heft 1, S. 6.

Digitized by Google

messungen angedeutet, die R. Benkendorff[1]) über Dünen angestellt hat. Eine Erklärung für dieses auffallende Verhalten war zunächst nicht ohne weiteres ersichtlich, erst die Berücksichtigung anderer meteorologischer Faktoren, die ein ähnliches Verhalten in gleicher Abhängigkeit zeigen, hat die gewünschte Aufklärung ergeben und zugleich neue Gesichtspunkte für die Strömungsvorgänge der Atmosphäre offenbart. H. Ficker[2]) hat die Temperaturunterschiede zwischen Gebirge und freier Atmosphäre an der Zugspitze untersucht und sie in Beziehung zur Windgeschwindigkeit gesetzt.

Zahlentafel 3. Mittlere Windzunahme über dem kleinen Feldberg i/T. 820 m gegenüber der freien Atmosphäre.

Windgeschwindigkeit der freien Atmosphäre	0—4 m/s^{-1}	5—8	9—12	13—16
Abweichung über dem Feldberg	+0.4 »	+2,2	+1.6	—1,4

Windzunahme über Dünen.

Mittlere Windgeschwindigkeit der freien Atmosphäre	4 m/s^{-1}	5	13	16
Windzunahme über die Düne in vH	36	28	16	20

Zahlentafel 4. Temperaturdifferenz Zugspitze — freie Atmosphäre.

Windgeschw. m/s^{-1}	0	2	3	5	7	9	11	13/20
Δt Zugsp. — fr. Atm.	—0,42°	—1,25	(—2,65)	—1,74	—2,02	—2,50	—0,81	—0,93

Wie der Vergleich von Zahlentafel 3 und 4 ergibt, zeigt die Änderung der Temperaturdifferenzen genau den gleichen Gang, wie die Änderung der Windzunahme. Vor allen Dingen tritt der gleiche Sprung bei Windgeschwindigkeiten über 10 m/s^{-1} auf. Da die tieferen Temperaturen der Berggipfel eine unmittelbare Folge der Windablenkung durch das Gebirge sind, stehen beide Erscheinungen, die Abnahme der Windverstärkung und der Temperaturdifferenz, zweifellos in engem Zusammenhang. Eine einfache Erklärung liefert die Turbulenz des Windes. Die Turbulenz stört den gleichmäßigen Strömungsverlauf und verursacht eine Durchmischung der Luftschichten. Sie muß also einen Ausgleich der Wind- und Temperaturunterschiede herbeiführen. Aus dem scharfen Sprung, der in den Wind- und Temperaturbeobachtungen am Gebirge bei etwa 11 m/s^{-1} einsetzt, geht hervor, daß die Strömung der Luft am Gebirge bei dieser Geschwindigkeit eine durchgreifende Änderung erfährt und von ziemlich gleichmäßigem Verlauf bis zu 10 m/s^{-1} bei 11 m/s^{-1} plötzlich in starke Turbulenz übergeht. Diese Turbulenz hat wohl nicht die Form von kleinen Schwankungen (Mikroturbulenz), sondern dürfte durch größere Luftwirbel (Makroturbulenz) hervorgerufen werden. Für den statischen Segelflug ist diese Strömungsänderung von wesentlicher Bedeutung. Es ergibt sich, daß die statische Segelfähigkeit im Hangwind bis 10 m/s^{-1} am günstigsten ist, daß sie aber bei größeren Windgeschwindigkeiten infolge einsetzender Turbulenz erheblich beeinträchtigt oder ganz aufgehoben wird. Es sei in diesem Zusammenhang an den Sturmflug von Botsch am Mittag des 24. August erinnert, bei dem Botsch, bei 14 bis 15 m/s^{-1} Windgeschwindigkeit sehr erheblichen Wirbelböen ausgesetzt, nicht gegen den Wind aufkommen konnte.

Segelflug im Windschatten des Gebirges. Der Sturmflug von Botsch gibt noch zu einer anderen Betrachtung Veranlassung. Wie ist es Botsch gelungen, nachdem er im eigentlichen Hangwind auf der Luvseite des Gebirges Höhe verloren hatte, auf der Leeseite wieder Höhe zu gewinnen, so daß er auf dem Gipfelplateau landen konnte? Allem Anschein nach haben wir in diesem Fluge den ersten deutlichen dynamischen Segeleffekt vor uns. Die Flugbahn befand sich in ihrem ersten Teil in dem sehr kräftigen, lebendigen Luftstrom von 15 m/s^{-1}, im zweiten Teil im Totluftbereich der Leeseite der Wasserkuppe. Botsch konnte also eine erhebliche Geschwindigkeit gegen den Totluftbereich ausspielen und so mit einem einmaligen Sprung das Wasserkuppenplateau erreichen. Befragt über diesen Flug, sagt Botsch, daß er glaubte, auf der Leeseite genug »Schwung« gehabt zu haben, um den Gipfel zu erreichen; das bedeutet aber physikalisch nichts anderes, als daß er genügend lebendige Energie für einen Höhengewinn ausspielen konnte. Die Möglichkeit besteht allerdings, daß der aufsteigende Strom eines Leewirbels, der sich durch Saugwirkung der starken Oberströmung bilden konnte, das Flugzeug statisch gehoben hat, doch dürfte die Kraft dieses Leewirbels zur Durchführung des Fluges nicht allein ausgereicht haben. Der Flug von Botsch stellt ein praktisches Beispiel zu der von K. Wegener[1]) neuerdings hervorgehobenen Segelmethode hinter einem Schiff dar und ist zum mindesten als ein gemischt dynamisch-statischer Segelflug anzusprechen.

[1]) Schriften d. Naturwissenschaftl. Vereins in Schleswig-Holstein 1906, 16. Bd.

[2]) Meteorolog. Zeitschrift 1913, S. 285.

Holz- oder Metallflugzeug.

Von H. Seehase.

Für die Herstellung lebenswichtiger Konstruktionsteile von Flugzeugen hat man reine Metallkonstruktionen, Holzkonstruktionen oder eine Mischung dieser beiden Bauarten angewandt. Leider wird häufig der Fehler begangen, daß auf Grund von Erfahrungen mit einigen bis heute bekanntgewordenen »Typen« eine einseitige Stellungnahme zu dem gerade angewandten Bauverfahren eingenommen wird. Das in diesem Sinne gebrauchte Schlagwort »Holz- oder Metallbau« schadet der Weiterentwicklung des Flugzeugbaues erheblich. Zweck dieses Aufsatzes ist es, in großen Umrissen zu zeigen, wie man zu einer sachlichen Stellungnahme zu dem Problem Holz- oder Metallbau gelangen kann. Es soll auch gezeigt werden, daß die Bauverfahren nicht zum Abschluß gelangt sind, sondern noch wesentlich fortentwickelt werden können.

Zur Beurteilung der einzelnen Bauverfahren ist zunächst die Kenntnis der Festigkeitseigenschaften des verwendeten Baustoffes Voraussetzung. Die Festigkeitslehre gibt hierfür Kennziffern an, welche auf eine Flächeneinheit bezogen sind (z. B. Bruchfestigkeit für Flußeisen 45 kg pro mm^2). Es werden also beim Vergleich dieser Ziffern stets Probekörper gleichen Querschnitts und gleicher Länge vorausgesetzt, die je nach ihrem spezifischen Gewicht sehr verschiedenes Gesamtgewicht haben. Um den Einfluß des spezifischen Gewichts zu berücksichtigen, hat man die Quotienten aus Festigkeit und spezifischem Gewicht und den Begriff der Reißlänge gebildet. Diese abgeleiteten Kennziffern haben für Beurteilung des Baustoffes geringen Wert, da sie nur Aufschluß über eine bestimmte Belastungsstufe geben. Ein klares Bild der Festigkeitseigenschaften unter Berücksichtigung des spezifischen Gewichts gewinnt man, wenn für Stäbe gleichen Gewichts und gleicher Länge die zugehörigen Kennziffern in einem Schaubild aufgezeichnet werden. Die Kreisquerschnitte solcher Stäbe aus Kiefernholz, Duralumin, Gußeisen, Flußeisen und Stahl sind in Abb. 1 dargestellt. Die linienförmige Auftragung

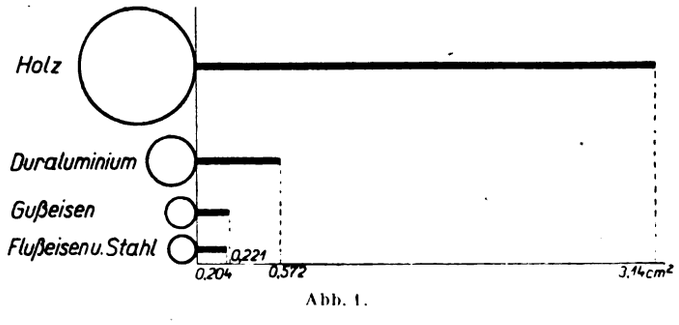


Abb. 1.

der Flächeninhalte auf der rechten Seite dieses Bildes hebt ihren Unterschied noch stärker hervor und zeigt die Überlegenheit der leichten Baustoffe für Teile, die hohe örtliche Festigkeit haben müssen.

Die Zug-Dehnungs-Diagramme dieser gewichtsgleichen Stäbe sind in Abb. 2 zusammengestellt. Die beiden angegebenen Werte für den Holzstab (20 mm Durchm., 200 mm lang) gelten für ausgesuchtes erstklassiges Kiefernholz. Die Dehnungen der Metallstäbe wurden unter Berücksichtigung des entsprechenden Schlankheitsverhältnisses auf die Länge von 200 mm umgerechnet. Diese Diagramme zeigen klar und anschaulich das Verhalten der Baustoffe für alle Belastungsstufen. Diese Betrachtungsweise wird

[1]) ZFM 1922, Heft 19 u. 20, S. 288.

Digitized by Google

manches Überraschende für diejenigen bieten, die gewohnt sind, mit den bekannten Ziffern der Festigkeitslehre zu rechnen. Der Holzstab hat beispielsweise fünffach höhere Festigkeit als Flußstahl und zehnfach höhere Festigkeit als Gußeisen; auch bester hart gezogener Stahl mit 220 kg/mm² Festigkeit (Verspannungsdraht) erreicht nicht die Festigkeit des Holzstabes!

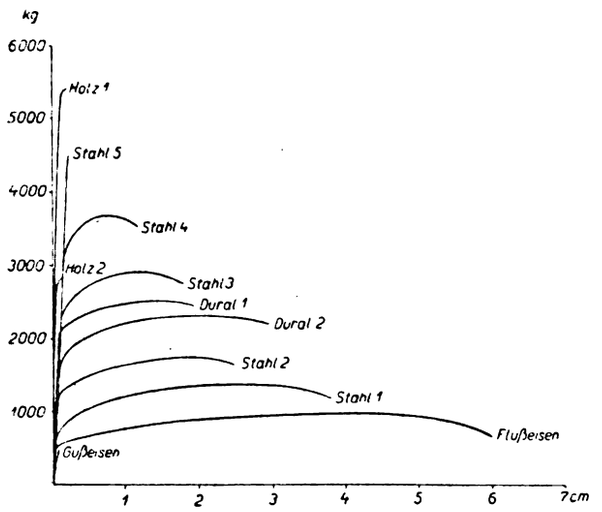


Abb. 2.

Stahl mit hoher Dehnung (Stahl 1) und hochwertiger Spezialstahl (Stahl 5), bei dem die Festigkeit durch Vergütung oder Kaltrecken auf den Höchstwert gebracht ist, geben die obere und untere Grenze der verschiedenen Stahlsorten an.

Innerhalb dieser Stahlgrenzen steht das Duralumin; es weist in der Form, wie es für Rohre usw. zur Verwendung gelangt, ziemlich hohe Festigkeit und Dehnung auf. Bei vergütetem Duralumin[1]) wird die Dehnung wesentlich gesteigert, während die Festigkeit fast den gleichen Wert behält. Duralumin verhält sich also ganz anders als Stahl, bei dem Festigkeitserhöhung durch Vergüten oder Kaltrecken stets Herabsetzung der Dehnung bedingt. Während diese Vorgänge beim Stahl schon weit erforscht und bereits Allgemeingut der verarbeitenden Industrien geworden sind, scheinen sie beim Duralumin noch nicht genügend geklärt bzw. bekannt gegeben zu sein. Gelingt es, die Vergütung mit einfachen Mitteln stets gleichmäßig zu erzeugen und sie dauernd zu erhalten, so würde die Verwendung dieses Metalls für hochbeanspruchte Bauteile rasch an Umfang gewinnen.

Auf Abb. 2 sieht man ferner, daß Stäbe, deren Baustoff nach der Bezeichnung der Festigkeitslehre eine große Dehnungszahl $\left(\alpha = \frac{1}{E}\right.$; Holz $\frac{1}{160000}$, Duralumin $\frac{1}{700000}$, Stahl $\left.\frac{1}{2200000}\right)$ besitzt,

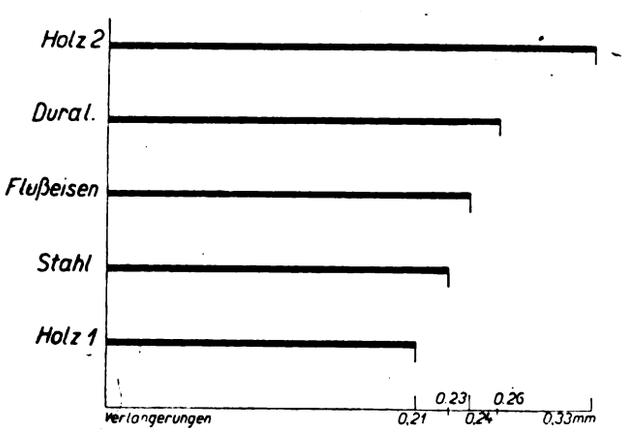


Abb. 3.

überraschend kleine Verlängerungen aufweisen. Die Verlängerungen für eine Stabbelastung von 520 kg sind in Abb. 3 zusammengestellt. Die Längenänderung des Holzstabes H_1 ist kleiner, die des Stabes H_2 größer als die Verlängerungen der Metallstäbe. Die hier untersuchten gewichtsgleichen Stäbe haben bei gleicher Last also annähernd gleiche Verlängerungen.

Auch für Druckversuche ist die Gegenüberstellung gewichtsgleicher Probekörper lehrreich. In Abb. 4 sind nur die Druck-Dehnungs-Linien für solche Baustoffe eingetragen, die sich bei Zug- und Druckkräften wesentlich anders verhalten; die zugehörigen Zug-Dehnungs-Linien aus Abb. 2 sind des besseren Vergleichs wegen mit eingezeichnet. Ein Vergleich dieser querschnittsgleichen Zug- und Druckkörper darf sich aber nur bis zur Quetschgrenze erstrecken; für die Dehnung wurde der Anschaulichkeit wegen ein größerer Maßstab gewählt. Die Probekörper haben gleichen

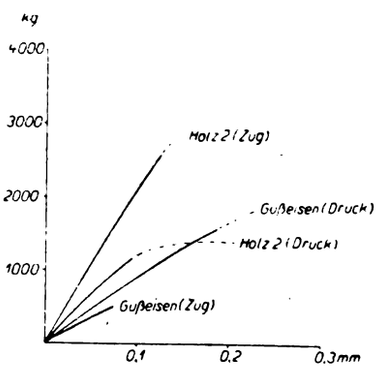


Abb. 4.

Querschnitt wie die Stäbe der Abb. 2; ihre Länge beträgt 20 mm.

Die unter den oben gezeigten Kraftdehnungsdiagrammen liegende Fläche entspricht der für die Formänderung aufgewandten Arbeit. In Abb. 5 sind die Formänderungsarbeiten beim Zugversuch mit den gewichtsgleichen Stäben zusammengestellt. Die bisher betrachteten Zug-Dehnungs-Kurven und die Arbeitsvermögen gelten aber nur für verhältnismäßig kleine Deformationsgeschwindigkeiten, wie sie etwa bei der Durchführung von Festigkeitsversuchen im Laboratorium üblich sind. Bei raschen Beanspruchungen, wie sie in der Praxis vorkommen, werden sich andere Werte ergeben. In einer meiner früheren Arbeiten[1]) wurde über Versuche berichtet, die zur Bestimmung von Druck-Dehnungs-Diagrammen und der Formänderungsarbeiten beim Stoß angestellt wurden; bei einer Stauchzeit von 0,0015 s erhöhte sich beispielsweise die Formänderungsarbeit für weiches Flußeisen um 24 vH gegenüber einer Formänderungsarbeit, die bei einer Versuchsdauer von 1200 s aufgewendet werden mußte. Für Messing ergab sich beim Stoß eine kleinere Formänderungsarbeit als bei langsamer Deformation. Bei dieser Legierung trat also eine verringerte Widerstandsfähigkeit gegenüber rascher Beanspruchung ein. Das für die Legierung Duralumin (besonders für das vergütete) in Abb. 5

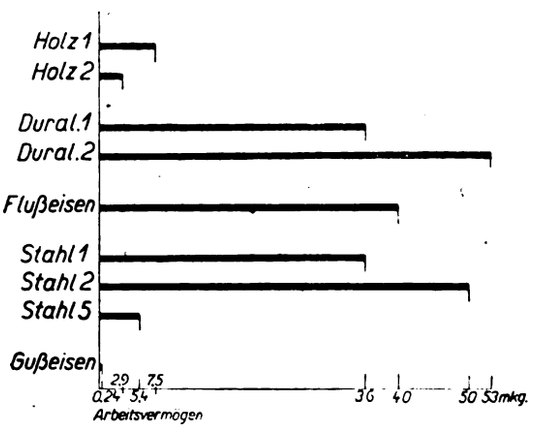


Abb. 5.

angegebene Arbeitsvermögen wird bei dynamischen Beanspruchungen wahrscheinlich kleiner werden.

[1]) Die Quelle »T. B. Bd. III. Heft 6« enthält keine Angabe über Verhältnis von Meßlänge zu Querschnitt; es wurde $l = 11{,}3\sqrt{f}$ angenommen.

[1]) H. Seehase: »Die experimentelle Ermittlung des Verlaufs der Stoßkraft und die Bestimmung der Deformationsarbeit beim Stauchversuch«. Heft Nr. 182 der Forschungsarbeiten des Vereins deutscher Ingenieure.

Digitized by Google

Zur sicheren Beurteilung eines Baustoffes für hochbeanspruchte Flugzeugteile ist auch die Kenntnis seiner Widerstandsfähigkeit gegen statische und dynamische Kerbwirkung erforderlich. Diese Erörterung würde den Rahmen dieses Aufsatzes überschreiten; wissenschaftliche Untersuchungen der noch ungeklärten Kerbwirkungen mit gewichtsgleichen Probekörpern sind zur Förderung des Flugzeugbaues dringend nötig.

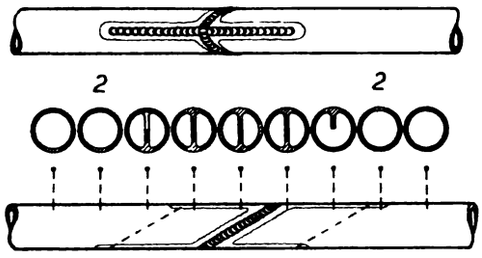


Abb. 6.

Die Auswahl eines Baustoffes nach den oben gekennzeichneten Gesichtspunkten muß entsprechend der jeweils zu lösenden Konstruktionsaufgabe getroffen werden. Ob der gewählte Holz- oder Metallbau zum Erfolg führt, hängt auch wesentlich davon ab, daß der Baustoff in richtiger Form den Festigkeitsanforderungen und seinen besonderen Eigenheiten entsprechend angewandt und verarbeitet wird. Es gibt bekanntlich hölzerne Flugzeuge, die rasch durch Feuchtigkeit vollständig ihre Form verlieren, während andere fast unempfindlich dagegen sind.

Hoch beanspruchte Metallteile, die schwellenden, wechselnden oder stoßweisen Kräften unterworfen werden, können leicht versagen, wenn die Kräfte zeitweise oder dauernd eine gewisse Grenze überschreiten, die noch weit unterhalb der aus statischen Versuchen gewonnenen Fließgrenze liegen kann. Jene Beanspruchungsgrenze wird gewöhnlich nach der vereinfachten Rechnungsweise der Festigkeitslehre ermittelt, die nicht mit der zeitlichen Ausbreitung entstehender Spannungen rechnet. Eine Spannung schreitet mit der dem Baustoff eigenen Schallgeschwindigkeit fort; hierbei können infolge des durch Querschnittsänderungen der Bauteile entstehenden Rückpralls Spannungsverdopplungen auftreten. Auch infolge von Resonanzerscheinungen können solche nicht voraus berechneten zusätzlichen Kräfte auftreten. Bei Resonanzbiegungsschwingungen sind solche Fehler infolge der dabei auftretenden großen Formänderungen sehr leicht erkennbar und deshalb leicht zu beseitigen. Es gibt aber auch für Zug-, Druck- und Torsionskräfte ähnliche Schwingungserscheinungen, die sich mit größerer Formänderung nicht sichtbar äußern. Die Kraftschwingung des Motors löst bekanntlich solche schädliche Störungen aus, wenn sie mit einer Eigenschwin-

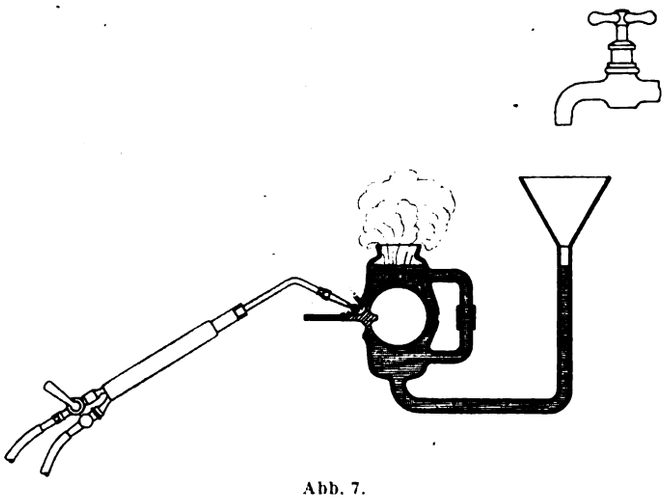


Abb. 7.

gungszahl eines Baugliedes (Stiel, Holmfeld oder ganzen Flügel) zusammenfällt. Da man die Drehzahl des Motors nicht wesentlich verändern und seinen Druckverlauf auch nicht beeinflussen kann, lassen sich solche Resonanzschwingungen nur durch bauliche Veränderungen beseitigen. Holz scheint gegen diese unheimliche Zerstörungswirkung kleiner Kräfte am unempfindlichsten zu sein; wesentlich empfindlicher sind die Metalle. Stähle mit hoher Streckgrenze und großer Dehnung sind nach den bisherigen Erfahrungen günstiger als die vergüteten.

Bei der Auswahl des Baustoffes ist auch die Reparaturfähigkeit des Flugzeuges abzuwägen. Ein Vorteil wird sich für jene Flugzeuge ergeben, die überall Ersatzmaterial vorfinden und deren konstruktiver Aufbau so beschaffen ist, daß sie an Ort und Stelle mit den Allgemeingut gewordenen Arbeitsmethoden rasch und vollwertig repariert werden können.

Abb. 8.

Die vorstehende Erörterung sollte zeigen, wie man zu einer sachlichen Stellungnahme zu dem Problem Holz- oder Metallbau gelangen kann. Einige wesentliche Unterschiede verschiedener Baustoffe wurden nach neuen Gesichtspunkten besprochen. Im Rahmen dieses Aufsatzes können diese Untersuchungsmethoden natürlich nicht erschöpfend behandelt werden; sie sind jeweils zu erweitern und durch neue Forschungen zu ergänzen. Die kurze Zusammenstellung dürfte auch gezeigt haben, daß die bisher bekanntgewordenen Bauverfahren nicht zum Abschluß gelangt, sondern noch entwicklungsfähig sind. Im Anschluß hieran soll ein neues Stahlbauverfahren beschrieben werden, das bei der Firma Sablatnig Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin, erprobt wurde.

Eine charakteristische Eigenschaft des Stahles ist, daß seine Festigkeit durch Kaltrecken (Walzen, Ziehen und Hämmern) wesentlich erhöht wird. Nahtlos hartgezogene Stahlrohre haben eine Festigkeit von ungefähr 50 kg/mm²; diese durch Kaltrecken erzielte Festigkeit sinkt auf rd. 27 kg, d. h. um 46 vH herab, wenn das Rohr ausgeglüht wird, wie es beispielsweise beim autogenen Verschweißen der Fall ist. Man hat diesen Nachteil im Flugzeugbau bisher in Kauf genommen, weil Nietverbindungen bei den vielgestaltigen Bauteilen zu verwickelt und zum Teil ungeeignet sind. Diese schädliche Wirkung des Ausglühens bei Verbindung von Konstruktionsteilen kann man aber durch geeignete Maßnahmen verhindern. In Abb. 6 ist ein geschweißter Rohrstoß dargestellt, der nach dem neuen Verfahren hergestellt ist. Die beiden Rohrenden werden schräg gestoßen; zur Überbrückung des Stoßes wird ein Blech eingeschoben, das ebenfalls abgeschrägt ist (seine

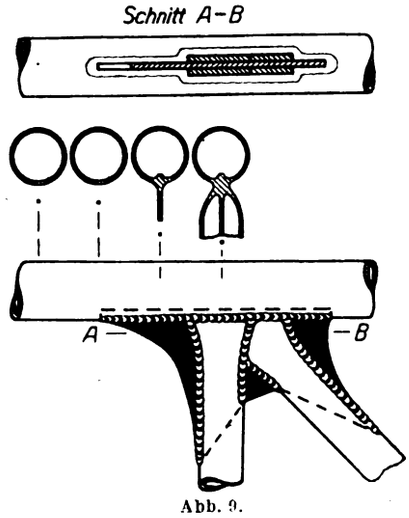


Abb. 9.

schrägen Kanten laufen parallel zu dem schrägen Rohrstoß) und sich ein kurzes Stück in das Rohr hineinerstreckt. Dieses Blech und der Rohrstoß sind in bekannter Weise verschweißt, wobei aber alle nicht unmittelbar für die Flammschmelzung benötigten Teile mit einem sicher wirkenden Wärmeschutz versehen werden. Abb. 7 zeigt das Schema eines derartigen Wärmeschutzes. Nach Beendigung der Schweißung erkennt man, wie die bekannten regenbogenfarbigen Anlauffarben (in Bild 6 durch die feinen Linien dargestellt) sich nur wenig von der Schweißnaht entfernen. Ihre Farbe kennzeichnet

Digitized by Google

die jeweils aufgetretenen Glühtemperaturen. Betrachtet man nun die einzelnen Querschnitte in Abb. 6, so sieht man, daß einzelne Stellen der Rohrwandung ausgeglüht sind und daß andere noch ihre ursprüngliche, durch Kaltrecken erzielte hohe Härte haben. Die ausgeglühten Stellen sind schraffiert, die ungeschwächten sind schwarz gezeichnet. Durch Beschränkung der Glühzone auf die Nähe der Schweißnaht und durch die Querschnittsvermehrung mit Hilfe des jetzt homogen angeschlossenen Knotenblechs wird erreicht, daß praktisch keine Verminderung der Rohrfestigkeit eintritt. Die sehr kleine Glühzone des Querschnitts 2 (am Ende des Knotenbleches), die nicht durch Querschnittsvermehrung verstärkt wird, ist im Vergleich zu dem restlichen unausgeglühten Teil des Querschnitts auf ein Mindestmaß beschränkt. Die Schweißstellen bestehen also aus gut ausgeglühtem, zähen Stahl mit hoher Dehnung, dessen Festigkeit sich nach Durchschreiten der Glühzone unter stetiger Steigerung auf den Wert des kalt gereckten Rohres erhöht. Damit entfallen aber alle sonst gegen derartige Schweißung geltend gemachten Einwände, und man hat die Möglichkeit, hoch beanspruchte stählerne Bauteile ohne Verminderung der ursprünglichen Festigkeit beliebig oft zu schweißen. Es können also alle jene vielgestaltigen Verbindungen hergestellt werden, die zur Erzielung eines leichten Gewichtes nötig sind; die nach diesem Verfahren hergestellten Teile sind gleichsam wie aus einem einzigen Guß geformt. Dieses Bauverfahren ist hier an einem Rohrstoß mit Rohren gleichen Durchmessers beschrieben; es kann

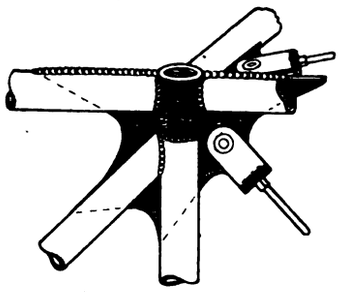


Abb. 11.

den jeweiligen Konstruktionsaufgaben entsprechend beliebig ausgestaltet werden.

Um dieses Bauverfahren gründlich zu erproben, wurde ein besonderes Studienflugzeug gebaut, bei dem sämtliche wichtigen Bauglieder, Rumpf, Fahrgestell und die Holme der freitragenden Flügel und Dämpfungsflossen in der soeben beschriebenen Bauweise hergestellt wurden. Dieses kleine verspannungslose Flugzeug

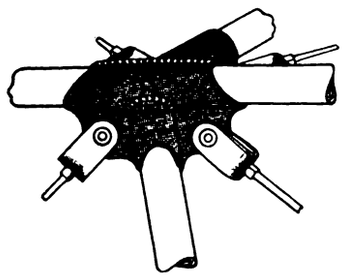


Abb. 12.

ist in Abb. 8 dargestellt. Es ist mit 50 PS-Siemensmotor ausgerüstet, bietet Raum für 2 Insassen und kann Betriebsstoffe für 9 Std. aufnehmen; die Geschwindigkeit beträgt 125 km/h.

Der Flügel besteht aus zwei durchlaufenden Holmen, die aus Stahlrohren zusammengeschweißt sind; die Rippen bestehen aus Duraluminiumrohren. Die Rohrstöße sind gemäß Abb. 6 verschweißt; die Anschlüsse der Gitterstäbe an die Hauptholme sind in Abb. 9 dargestellt. Die am Ende flachgedrückten Gitterstäbe sind mit der Rohrwand und einem beide Teile durchdringenden Blech verschweißt. Die Glühzonen einzelner Querschnitte sind, wie in Abb. 6, durch Hervorhebung der ausgeglühten und hart gebliebenen Teile gekennzeichnet. Eine Gesamtansicht des Holmes gibt Abb. 10; sein Schlankheitsverhältnis (Höhe: halbe Länge) ist 1 : 18,5.

Die beiden folgenden Abbildungen zeigen die nach dem neuen Bauverfahren sinngemäß abgewandelten Knotenpunkte des Rumpfes. In Abb. 11 ist ein aus dem Vollen geschmiedetes Anschlußstück in einen Rohrstern eingeschweißt; Abb. 12 zeigt den durch einen Knotenpunkt ungeschwächt durchlaufenden Rumpfholm, der mit der Rohrmuffe der Eckwinkel nur durch eine Längsschweißung verbunden ist. Diese Muffe bewirkt hier an Stelle eines Knotenbleches die Querschnittsvermehrung. Die Erhaltung der Festigkeit im Knotenpunkt ist deshalb wichtig, weil hier kleine Formänderungen (die beim alten ausgeglühten Rohrstoß unvermeidlich waren) bereits

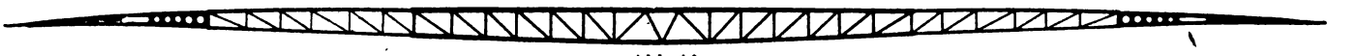


Abb. 10.

vorzeitiges Ausknicken des Holmes verursachen würden. Das Ausknicken wurde auch durch die meist angewandte alte Art der Verspannung mit Spannschlössern und angebogenen Drahtösen begünstigt; solche Ösen geben infolge der in allen Krümmungen auftretenden hohen Biegungsspannung zu früh nach. Diese Nachteile werden durch die in Abb. 13 dargestellte neue Verspannung vermieden, bei der die schädlichen Biegungsspannungen ausgeschaltet sind. Ihre Baulänge beträgt bei wesentlich kleinerem Gewicht ungefähr die Hälfte der alten Verspannung; die verwendeten Nippel sind normalisierte Teile aus dem Automobilbau.

Rumpf und Flügel dieses Flugzeuges wurden nach dem Einfliegen in bekannter Weise bis zum Bruch belastet. Der Rumpfholm mit seinen verhältnismäßig großen freien Knicklängen brach nach Erreichen der vorgeschriebenen Bruchlast nicht innerhalb eines einzigen Feldes, wie es sonst gewöhnlich geschieht, sondern

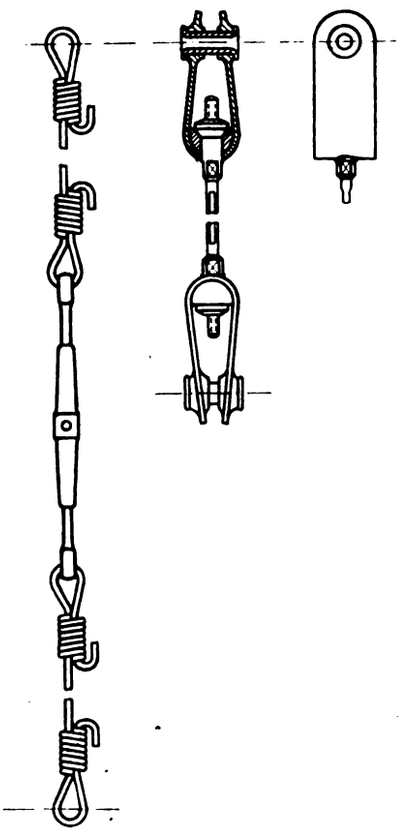


Abb. 13.

wurde entsprechend seiner festen und ungeschwächten Einspannung an den Knotenpunkten auf die ganze Länge gleichmäßig windschief.

Nach Erreichung der vorgeschriebenen Sandlast gaben die auf Druck beanspruchten Rohre der Flügelholme in der Nähe der Einspannstelle nach. Die aus der Bruchlast errechnete Rohrbeanspruchung betrug 50 kg/mm²; die Festigkeit eines dem Rohr neben der Bruchstelle entnommenen Abschnittes (Länge = Durchmesser) ergab bei Untersuchung in der Materialprüfmaschine eine Festigkeit von 51 kg/mm²; diese geringe Differenz von 2 vH liegt noch innerhalb der Fehlergrenzen. Die Festigkeit eines gleichartigen ausgeglühten Rohrstückes betrug nur 30 kg/mm². Damit dürfte der Nachweis erbracht sein, daß man hochbeanspruchte Flugzeugteile mit Hilfe

Digitized by Google

autogener Schweißung herstellen kann, ohne Herabsetzung der Festigkeit durch Ausglühen befürchten zu müssen; da die Festigkeit des hartgezogenen Rohres (51 kg/mm²) 68 vH höher als die des ausgeglühten (30 kg/mm²) ist, kann erheblich an Gewicht gespart werden.

Nach der Bruchprobe wurde das Flugzeug wieder aufgebaut; an Stelle der zerstörten Teile wurden neue nach obigem Verfahren eingeschweißt. Die Beseitigung dieser erheblichen Zerstörungen ließ sich rasch und mit einfachsten Mitteln durchführen; für den Luftverkehr dürfte die von großen Werkstätten unabhängige leichte Reparaturmöglichkeit von Vorteil sein.

Zerstörung des größten und schnellsten Verkehrflugzeuges.
Auch ein Opfer des Friedensvertrages.

Von G. Krupp.

Das abgebildete Riesenflugzeug (Abb. 1) wurde nach den Plänen von Dr.-Ing. Rohrbach in den Jahren 1919/20 von den Zeppelinwerken Staaken ganz aus Duralumin erbaut. Es hatte eine Spannweite von 31 m. Vier Maybach-Motoren von je 250 PS verliehen ihm

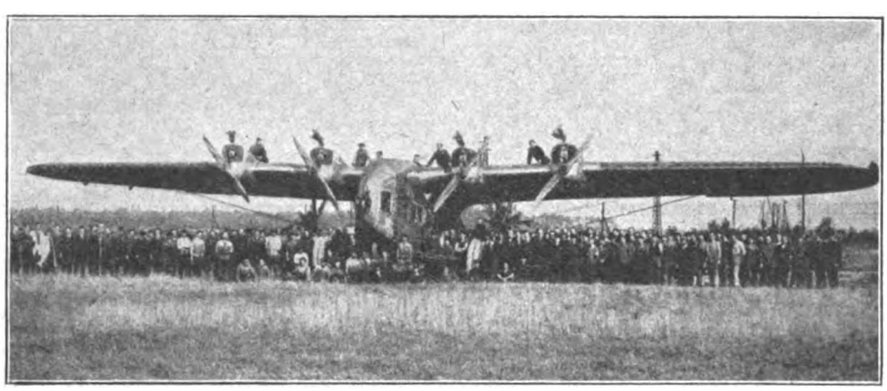


Abb. 1. Das Flugzeug am Tage der Fertigstellung 30. 9. 1920.

mit 18 Reisenden und vier Mann Besatzung eine Geschwindigkeit von 225 km/h. Hiermit ist es noch heute das weitaus schnellste Verkehrsflugzeug. Es hätte die Strecke Berlin—London in vier Stunden zurücklegen können.

Am 21. 11. 1922 wurde das Flugzeug (Abb. 2) auf Geheiß der Entente zerstört. Glücklicherweise gingen mit dieser Zerstörung nicht zugleich die wertvollen Erfahrungen zugrunde. Denn seit

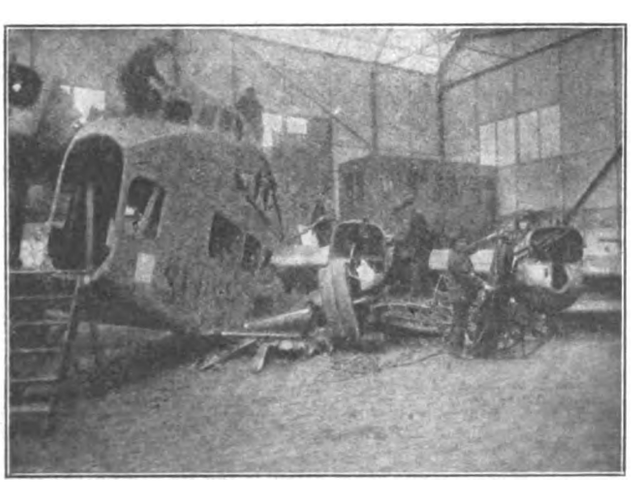


Abb. 2. Die Zerstörung am 21. 11. 1922 gemäß Anordnung der Entente.

einigen Monaten setzen Dr.-Ing. Rohrbach und alle seine früheren Mitarbeiter — Ingenieure wie Arbeiter — ihre, infolge der Schließung der Zeppelinwerke mehr als 1 Jahr lang unterbrochen gewesene Arbeit wieder fort.

Die Rohrbach Metall-Flugzeugbau-Ges. m. b. H., Berlin, Friedrichstr. 203, baut in ihren Berliner Werkstätten Flugzeuge, die den Begriffs-Bestimmungen der Entente entsprechen, während eine Schwestergesellschaft in Dänemark die größeren Flugzeuge in eigenen Werkstätten herstellen wird.

Das Luftbild im Unterricht.

Von A. Baeumker.

Der Unterausschuß für Luftbildwesen bei der Staatlichen Hauptstelle für Naturwissenschaftlichen Unterricht hat im Sommersemester 1922 unter Leitung des Dr.-Ing. Ewald und unter dankenswerter Beteiligung erfahrener Schulmänner Untersuchungen über die Verwertbarkeit des Luftbildes im Unterricht angestellt.

Eine Beschränkung des Luftbildes allein bei dem naturwissenschaftlichen Unterricht erwies sich als unzweckmäßig. Vielmehr wurde die Ausdehnung auf das geographische und heimatkundliche Unterrichtsgebiet als notwendig erkannt.

Die Anfertigung von Lichtbilderreihen mit Texten wurde abgelehnt, die Veröffentlichung geeigneter Bilder mit kurzer Bearbeitung des Inhaltes in Fachzeitschriften dahingegen als notwendig erkannt und verbreitet.

Es fanden Vorträge aus verschiedenen Gebieten des Luftbildwesens vor Schülern verschiedenen Alters statt. Hierbei wurde festgestellt:

ein allgemeines Interesse am Luftbild und die Fähigkeit der Kinder, die Bilder ohne Schwierigkeit nach Art der Karten aufzufassen,

eine Zurückhaltung der Primaner, eine besonders lebhafte Betätigung der Tertianer. Selbst die Quintaner hatten überraschend viel von den gezeigten Bildern aufgenommen und bewahrt.

Der Unterausschuß kam auf Grund der bisher geleisteten Arbeiten zu dem Schluß, daß das Luftbild ein wertvolles Lehrmittel für den Unterricht darstelle, und daß die begonnenen Arbeiten weiter zu fördern sind.

Die Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen.

Von Heinrich Seilkopf.

Die regelmäßigen Postfluglinien werden bei uns über Winter nicht betrieben, und einen Seeflugverkehr haben wir nicht mehr gehabt, seitdem die Seebäderstrecke Swinemünde—Saßnitz—Warnemünde—Travemünde im Herbst 1921 eingestellt wurde. Im künftigen internationalen Luftverkehr werden jedoch Seefluglinien erhebliche Bedeutung gewinnen, wenn auch die uns vorgelagerten Meere, Nord- und Ostsee, es ermöglichen, daß England und Skandinavien vom Festlande aus mit Landflugzeugen durch Überspringen schmaler Meeresteile, des Kanals, der Sunde und Belte erreicht werden können.

Für den Seeflugbetrieb tritt zu Hindernissen, wie Nebel, sehr tiefliegenden Wolken, starkem Schneefall, die den Verkehr auf Landflugzeugen ebenso beeinträchtigen, noch die winterliche Eisbedeckung der Häfen erschwerend hinzu. Gegen Eis sind Wasserflugzeuge ihrer Schwimmerkonstruktionen wegen empfindlicher als die robusteren Flugboote. Diese lassen sich sogar gut auf dem Eise selbst verwenden, wie Versuche mit Dornier-Flugbooten auf dem

Digitized by Google

Bodensee bewiesen haben. Aber die Eisverhältnisse eines Binnensees, dessen zugefrorene, unter Umständen spiegelglatte Oberfläche eine ideale Startbahn sein kann, sind nicht unmittelbar vergleichbar mit denen an unseren Küsten und Flußmündungen, weil hier ganz andere Eisformen, wie Treibeis und Packeis, auftreten.

Gegen die Eisbedeckung der Seeflughäfen kann man durch Aufeisung der Start- und Anwasserungsbahnen weit eher Abwehrmaßnahmen treffen wie gegen Nebel, zu dessen Bekämpfung erst tastende Vorversuche auf englischen Flugplätzen gemacht worden sind. Immerhin bedingt das Eis selbst bei erfolgreichen Gegenmaßregeln eine Verteuerung und Erschwerung des Betriebes von Seeflughäfen. Eine Übersicht über die Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen erscheint daher angebracht.

An den deutschen Küsten ist ein Netz von zurzeit 51 Eisbeobachtungsstationen eingerichtet, die im Winter täglich die Eisverhältnisse von 8 Uhr morgens und die Folgen der Eisverhältnisse für die Schiffahrt drahtlich oder drahtlos an die Nachrichtenzentrale, die Deutsche Seewarte in Hamburg melden; über den sonstigen in- und ausländischen Eisnachrichtendienst ist an anderer Stelle[1]) berichtet worden. Darstellungen der Eisverhältnisse an den deutschen Küsten und in den außerdeutschen europäischen Gewässern werden seit dem Winter 1903/04 alljährlich in den »Annalen der Hydrographie und Maritimen Meteorologie« veröffentlicht. Aus diesen Jahresübersichten wurden die Beobachtungen von 14 Eisstationen zusammengefaßt. Zunächst wurden die Stationen ausgewählt, die zugleich Eismeldestellen und Seeflughäfen waren oder noch sind: Pillau, Swinemünde, Warnemünde, Travemünde, Cuxhaven, Helgoland und Norderney. Für die Flughäfen Putzig und Holtenau bei Kiel sind die benachbarten Eisstationen Hela und Friedrichsort genommen worden; in und bei Saßnitz ist leider keine Eismeldestelle vorhanden. Zur Vervollständigung der Übersicht wurden dann noch die Beobachtungen von Memel, Neufahrwasser bei Danzig, Hamburg und Bremen hinzugefügt, weil diese Städte schon jetzt wichtige Plätze im Luftverkehr sind. Außerdem wurde, um auch die Eisverhältnisse an der langgestreckten hinterpommerschen Küste zu erfassen, noch Stolpmünde berücksichtigt.

führende Fahrwasser, und bei Norderney auf das Wattenmeer, nach dem zu der Seeflughafen liegt, und nicht auf die Nordsee.

Zur Ergänzung werden in Zahlentafel 2 die Hellmanns Klimaatlas von Deutschland[1]) entnommenen mittleren Monatswerte der Lufttemperatur der betreffenden Orte in Celsiusgraden mitgeteilt, die sich auf dreißigjährige Beobachtungsreihen (1881 bis 1910) gründen. An Stelle von Stolpmünde ist Rügenwaldermünde, an Stelle von Warnemünde Wustrow auf dem Fischland, an Stelle von Friedrichsort Kiel gesetzt.

Zahlentafel 2. Mittlere Monatstemperaturen (nach Hellmann).

	Oktober	November	Dezember	Januar	Februar	März	April
Memel	7,8	2,8	—1,0	—2,7	—2,3	—0,2	5,1
Neufahrwasser .	8,1	3,1	—0,3	—1,9	—1,0	1,3	5,9
Hela	9,2	4,2	0,8	—0,8	—0,5	1,1	4,9
Rügenwaldermünde	8,4	3,6	0,4	—1,4	—0,7	1,2	5,3
Swinemünde . .	8,7	3,8	0,6	—1,1	—0,1	2,2	6,3
Wustrow	8,7	4,2	1,2	—0,7	—0,2	1,8	5,8
Kiel	8,2	3,8	1,0	—0,5	0,1	2,0	5,8
Hamburg	8,8	4,1	1,3	—0,3	0,8	3,1	7,3
Helgoland . . .	10,3	6,2	3,1	1,5	1,4	2,5	5,6
Bremen	9,4	4,8	1,9	0,6	1,6	3,8	7,7
Norderney	9,6	5,2	2,2	0,7	1,6	3,3	6,7

Überblickt man die Eisverhältnisse an den deutschen Küsten, so erkennt man zunächst, daß die von Osten nach Westen zu milderen Temperaturen unseres Winterklimas (Temperaturtabelle) eine Abnahme der Eisbedeckung nach Westen zu bedingen: Ostpreußen, im Winter Deutschlands kältestes Gebiet, hat die am längsten von Eis betroffenen Häfen, während Helgoland, das vom Oktober bis zum Januar der wärmste Ort Deutschlands ist, sich praktisch eisfrei hält. Diese allgemeine Abnahme des Eises von Osten nach Westen wird jedoch von anderen Einflüssen überlagert. Frei dem

Zahlentafel 1. Die Eisverhältnisse deutscher Seeflughäfen.

Mittlere Anzahl der Tage mit	Memel	Pillau	Neufahrwasser	Hela	Stolpmünde	Swinemünde	Warnemünde	Travemünde	Friedrichsort	Hamburg	Cuxhaven	Helgoland	Bremen	Norderney
Eis ohne Behinderung der Schiffahrt I	22,8	37,1	11,4	2,1	8,3	14,8	4,4	7,3	3,7	16,5	5,4	0,1	4,6	2,2
Eis mit Behinderung oder Schluß der Schiffahrt II	**29,5**	**36,4**	**26,0**	**5,8**	**11,6**	**30,6**	**30,8**	**17,7**	**1,6**	**10,5**	**8,9**	**0,0**	**12,4**	**15,6**
Eis überhaupt III	52,3	73,5	37,4	7,9	19,9	45,4	35,2	25,0	5,3	27,0	14,3	0,1	17,0	17,8
Mittleres Datum der ersten Eismeldung	4. 12.	29. 11.	30. 12.	25. 1.	27. 12.	16. 12.	1. 1.	6. 1.	25. 12.	26. 12.	9. 1.	12. 2.	28. 12.	4. 1.
» » » letzten »	21. 3.	19. 3.	22. 2.	17. 2.	8. 2.	6. 3.	18. 2.	12. 2.	11. 2.	3. 2.	4. 2.	12. 2.	26. 1.	4. 2.
Frühestes Datum d. ersten Eismeldung	28. 10.	5. 11.	16. 11.	2. 1.	26. 11.	17. 11.	17. 11.	27. 11.	28. 11.	4. 11.	4. 12.	12. 2.	7. 11.	26. 11.
im Jahre	1912	1920/21	1908	1909	1921	1908	1908	1921	1910	1920	1921	1922	1908	1921
Spätestes Datum d. letzten Eismeldung	21. 4.	15. 4.	29. 3.	24. 3.	24. 3.	7. 4.	2. 4.	25. 3.	12. 3.	14. 3.	23. 3.	12. 2.	12. 3.	11. 3.
im Jahre	1917	1917	1917	1917	1917	1917	1917	1909	1917	1917	1909	1922	1917	1917

Für jede Station ist zunächst (Zahlentafel 1) die mittlere Anzahl der Tage je Winter berechnet, an denen Eis ohne Behinderung der Schiffahrt (I), an denen Eis mit erschwerter Segel- oder Dampfschiffahrt oder Schluß der Schiffahrt (II) und an denen überhaupt Eis (III) beobachtet wurde; Zahlenreihe III ist die Summe von I und II. Da gegen leichtes, loses, die Schiffahrt nicht behinderndes Eis Abwehrmaßregeln bis zu einem gewissen Grade möglich sind, dürfte die Zahl der Tage mit erschwerter oder geschlossener Schiffahrt einen zutreffenden Maßstab liefern für die Summe der Tage, an denen das Eis den Betrieb der Seeflughäfen unterbindet; II ist daher in unserer Zahlentafel durch Druck hervorgehoben. Sodann ist das mittlere Datum der ersten und der letzten Eismeldung und schließlich das früheste Datum der ersten Eisbeobachtung und der späteste Termin der letzten Eismeldung angegeben. Die mitgeteilten Werte gründen sich im allgemeinen auf die 19jährige Beobachtungsreihe vom Winter 1903/04 bis zum Winter 1921/22; nur von folgenden Stationen standen weniger Jahre für die Bearbeitung zur Verfügung: Memel 18, Neufahrwasser und Hela je 16 und Friedrichsort 14 Jahre. Die Beobachtungen gelten für die Häfen der betreffenden Orte, nur bei Memel beziehen sie sich auf das Revier, d. h. das von See zum Hafen offenen Meere ausgesetzte Orte, wie Hela, Stolpmünde und Cuxhaven, haben verhältnismäßig wenig Eis. An Flußmündungen haben weiter stromauf gelegene Orte mehr Eis als nahe an der Mündung liegende: Hamburg mehr als Cuxhaven. Sodann werden die Eisverhältnisse dadurch erschwert, daß ein Hafen an der Mündung eines flachen, mit Süßwasser gefüllten Haffs oder Strandsees in die See liegt: Memel, Pillau, Swinemünde, Warnemünde mit dem flachen Breitling. Häfen, die sich so nach dem Meere zu öffnen, daß die im Winter vorherrschende Windrichtung (meist Südwest) das Eis leicht auf See hinaustreiben kann, haben eine kürzere Eisbedeckung als Häfen, bei denen infolge der Richtung und geringen Breite der Mündung der Abfluß des Eises erschwert ist: Travemünde und Friedrichsort mit sich verbreiternder, nach Nordost gerichteter Mündung verhältnismäßig wenig, Warnemünde mit schmaler, nach Nordnordwest bis Nord gehender Mündung verhältnismäßig viel Eis.

In den ostpreußischen Häfen tritt im Mittel an 52 bis 74 Tagen je Winter Eis auf, von denen an 30 bis 36 Tagen die Schiffahrt erschwert oder unterbunden ist. Das erste Eis wird durchschnittlich Ende November, das letzte um den 20. März herum beobachtet, jedoch liegen auch schon von Ende Oktober Eismeldungen vor,

[1]) Seilkopf, Eisnachrichtendienst. Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie 1922, S. 252 bis 255.

[1]) Hellmann, v. Elsner, Hentze und Knoch, Klimaatlas von Deutschland. 1922. Klimatabelle S. 7 bis 10.

Digitized by Google

und in kalten Wintern ist das letzte Eis erst in der zweiten Aprilhälfte verschwunden. Die mittlere und westliche Ostseeküste weist — abgesehen von den besonders begünstigten Häfen Hela und Friedrichsort — im Durchschnitt 20 bis 45 Tage mit Eis überhaupt und 12 bis 31 Tage mit Eis auf, das die Schiffahrt behindert oder unmöglich macht. Das erste Eis tritt normalerweise erst Ende Dezember bis Anfang Januar auf, das letzte (abgesehen von Swinemünde) Mitte Februar. In einzelnen Jahren ist aber das erste Eis schon Mitte bis Ende November, das letzte erst Ende März bis Anfang April beobachtet worden. Die Nordseeküste hat im Mittel im Winter 14 bis 27 Tage mit Eis und 9 bis 16 Tage, an denen die Schiffahrt Eisschwierigkeiten hat. Das mittlere Datum der ersten Eismeldung liegt Ende Dezember bis Anfang Januar, das der letzten in der ersten Februarhälfte. Gelegentlich ist jedoch vorübergehend schon Anfang November und noch Mitte bis Ende März Eis anzutreffen.

Es fällt hierbei auf, daß die Differenz zwischen erster und letzter Eismeldung eine erheblich größere Anzahl von Tagen umfaßt als die mittlere Anzahl von Tagen, an denen überhaupt Eis beobachtet wurde. Dieser Unterschied ist ein Ausdruck dafür, daß nicht an allen, zwischen erster und letzter Eismeldung liegenden Tagen Eis vorhanden ist, sondern daß das Eis periodenweise mit völlig eisfreien Tagen dazwischen auftritt.

Zur Beurteilung des Einflusses der Eisbedeckung auf den Betrieb der Seeflughäfen dürfte vor allem die durchschnittliche Anzahl der Tage wesentlich sein, an denen die Schiffahrt durch Eis behindert oder gar geschlossen war. An der Ostsee sind hierin besonders ungünstig gestellt: Pillau (36,4), Warnemünde (30,8), Swinemünde (30,6), Memel (29,5) und Neufahrwasser (26,0). Travemünde (17,7) und Stolpmünde (11,6) weisen bessere Eisverhältnisse auf. Sehr niedrige Durchschnittswerte haben Hela (5,8) und Friedrichsort (1,6), jedoch sind die benachbarten Seeflughäfen Putzig und Holtenau nicht so günstig gelegen und dürften dementsprechend eine größere Anzahl an Tagen mit Eis aufweisen. An der Nordsee wird von den betrachteten Häfen am stärksten von Eis, das die Schiffahrt behindert, Norderney betroffen (15,6), dann folgen Bremen mit 12,4, Hamburg mit 10,5, Cuxhaven mit 8,9 Tagen. In Helgoland ist das Eis bisher noch nicht zum Schiffahrtshindernis geworden.

An unseren Küsten ist somit im Winter mit einer erheblichen Behinderung des Seeflugbetriebes durch das Eis zu rechnen. Um diesen Schwierigkeiten zu begegnen, dürften sich folgende Gegenmaßregeln empfehlen:

1. Berücksichtigung der Beanspruchung durch Eis bei der Konstruktion der Wasserflugzeuge (Schwimmer) und Flugboote (Bootskörper),
2. Aufeisung der Start- und Anwasserungsbahnen,
1. und 2. dürften jedoch nur bei leichten Eisformen genügen.
3. Inanspruchnahme des schon jetzt für die Schiffahrt arbeitenden Eisnachrichtendienstes (in Deutschland zur Deutschen Seewarte in Hamburg gehörig), der drahtlich und drahtlos Eismeldungen von den Küsten verbreitet,
4. unter Umständen funkentelegraphische Weisung an anfliegende Flugzeuge, einen noch eisfreien Nothafen anzulaufen,
5. Möglichkeit auf benachbarten ebenen Binneneisflächen (Landseen) zu landen, entsprechend den Versuchen mit Dornier-Flugbooten auf dem Bodensee.

Ausschreibung
für den »Rhemag«-Wettbewerb um einen Sportflugmotor.

§ 1. Veranstalter, Art und Name des Wettbewerbs.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL), schreibt einen

Wettbewerb um die »Rhemag«-Preise für beste Konstruktionen eines Sportflugmotors

aus, der nach den nachstehenden Bedingungen ausgetragen wird.

§ 2. Aufgabe des Wettbewerbs.

Der Sportflugmotor (Kolbenmotor) soll bei einem mit voller Drehzahl erreichbaren mittleren Kolbendruck $p_{mi} = 7$ kg cm^{-2} für Viertaktmotoren eine indizierte Leistung von $N_i = 20$ PS erreichen. Bei Zweitaktmotoren ist die Höhe des angenommenen mittleren Druckes zu begründen.

Der Bewerber hat einen Satz Entwurfszeichnungen des Motors einzureichen, aus welchem alle Einzelheiten seines Aufbaues hervorgehen. Insbesondere sind außer den Zeichnungen vorzulegen:

Vollständige Gewichtsaufstellung.

Festigkeitsberechnung der wichtigsten Teile.

Anlasser (Tret- oder Hebelanlasser, z. B. Kick-Starter), Schmierung- und Kühlvorrichtungen.

Genaue Entwürfe und eingehende Berechnungen ungewöhnlicher Konstruktionsteile und ungewöhnlicher Massenwirkungen.

Einbauskizzen des Motors für Zugschraube oder Druckschraube oder für beide Schraubenarten. Hierbei ist zu beachten, daß der konstruktive Aufbau des Flugzeuges nicht behindert wird.

Begründung der gewählten Bauart und Drehzahlen für Motor und Luftschraube. Etwaige Leistungsumformer (Zahnräder, Riemen, Ketten) sind zu begründen und durchzukonstruieren.

Die Vergaser und die Zündvorrichtungen können beliebiger bekannter Bauart sein. Die getroffene Wahl ist genau anzugeben.

Die Betriebssicherheit und Billigkeit der Bauart gehen vor der Gewichtsersparnis.

Die Zeichnungen sind in druckstockfähiger Ausführung (Strichzeichnungen ohne Farbtöne, Beschriftung in Blei) auszuführen.

§ 3. Preise.

I. Preis	M. 400000
II. Preis	» 200000
III. Preis	» 100000

Das Preisgericht (vgl. § 6) ist befugt, diese Preise zu teilen oder zusammenzulegen und Trostpreise zu vergeben.

§ 4. Bewerber.

Als Bewerber sind deutsche physische oder juristische Personen zugelassen, welche ihr Einverständnis zur Veröffentlichung der zum Wettbewerb vorgelegten Entwürfe und anderer Unterlagen und zu den Bestimmungen der Ausschreibung erklärt haben. Deutsch gilt im Sinne deutscher Kulturgemeinschaft. Juristische Personen haben die Namen der verantwortlichen Konstrukteure zu nennen.

§ 5. Tag und Verfahren der Übergabe.

Die Bewerber haben ihre Entwürfe bis spätestens 1. Juni 1923 12 Uhr mittags bei der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V., Berlin W 35, Blumeshof 17, einzureichen. Verspätete Abgabe schließt vom Wettbewerb aus. Insbesondere ist bei der Übergabe zu beachten:

1. Die Zahl und Art der Unterlagen sind in einer genauen Liste aufzuführen.
2. Sämtliche Unterlagen müssen mit einem gemeinschaftlichen kurzen Kennwort versehen sein.
3. In einem verschlossenen, durch dasselbe Kennwort bezeichneten Briefumschlag sind der oder die Bewerber (Namen, Wohnort, Wohnung, Staatsangehörigkeit) genau zu bezeichnen. Namen, Wohnort und Wohnung, gegebenen Falles Bankverbindung des zur Entgegennahme eines etwa gewonnenen Preises Berechtigten ist anzugeben. Die Einverständniserklärung der Bewerber zur Veröffentlichung der Entwürfe und ihrer Unterlagen sowie zu den Bedingungen der Ausschreibung ist beizufügen.

§ 6. Preisgericht.

Das Preisgericht besteht aus den Herren:

Dr.-Ing. Rumpler (Vorsitzender),
Prof. Baumann,
Prof. Becker,
Dir. Hiehle,
Dr.-Ing. Hoff,
Hptm. Krupp (Geschäftsführer der WGL),
Prof. Kutzbach,
Dipl.-Ing. Schwager,
Ziviling. Ursinus.

Digitized by Google

Der Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ist berechtigt, Änderungen in diesem Preisgericht vorzunehmen.

Das Preisgericht entscheidet mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Die Entscheidungen des Preisgerichtes sind endgültig.

§ 7. Veröffentlichungen der Ergebnisse. Das Preisgericht ist berechtigt, in zweckmäßig erachteter Weise durch seine Mitglieder oder besondere Beauftragte über den Wettbewerb und seine Ergebnisse in Fach- und Tageszeitungen berichten zu lassen.

Berlin, den 20. Januar 1923.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.:

Wagenführ, stellv. Vorsitzender. — Krupp, Geschäftsführer.

Ausschreibung
für den Paul Koechl-Preis-Wettbewerb um ein Schulgleitflugzeug.

§ 1. Veranstalter, Namen und Art des Wettbewerbs. Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, E. V., schreibt einen

Wettbewerb um den Paul Koechl-Preis für die beste Konstruktion eines Schulgleitflugzeuges

aus, der nach den nachstehenden Bedingungen ausgetragen wird.

§ 2. Aufgabe des Wettbewerbs. Das Schulgleitflugzeug soll für einen Insassen bestimmt sein und durch Ruderlegen gesteuert werden können. Höhen- und Quersteuerung sollen durch einen Knüppel mit tiefem Drehpunkt, Seitensteuerung durch Fußhebel betätigt werden. Der Aufbau des Flugzeugs soll seiner Bestimmung, Schülern zur ersten Ausbildung im Fliegen zu dienen, bestmöglichst entsprechen. Insbesondere sind hierfür zu beachten:

Übersichtlicher und einfacher Flugzeugaufbau,
billige Herstellung aller Teile,
vermehrte Festigkeit aller durch Landungsstöße beanspruchten Teile,
gute Auswechselbarkeit aller Teile,
schnelle Zerlegbarkeit und Aufrüstmöglichkeit, Versendbarkeit als Stückgut.

Der Bewerber hat einen Satz pausfähiger Entwurfszeichnungen des Schulgleitflugzeuges einzureichen, aus welchem alle Einzelheiten seines Aufbaus hervorgehen. Die Zeichnungen sind derart anzufertigen, daß sie als Unterlagen für Normungsarbeiten dienen können.

Außer Zeichnungen sind Festigkeitsrechnungen aller wichtigen Teile (Lastvielfache nicht unter Gruppe V der Bau- und Liefervorschriften der Flugzeugmeisterei, Ausgabe 1918, veröffentlicht in den Berichten und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, 8. Heft, S. 151), Stücklisten, Gewichtsaufstellungen und sonstige Unterlagen, welche durch die gewählte Bauart notwendig werden, einzureichen.

§ 3. Preis.

Ein Preis in Höhe von M. 150000.

Das Preisgericht (vgl. § 6) ist befugt, diesen Preis zu teilen und Trostpreise zu vergeben.

§ 4. Bewerber.

Als Bewerber sind deutsche physische oder juristische Personen zugelassen, welche ihr Einverständnis zur Veröffentlichung und im Falle der Preiszuerkennung zur freien Benutzung der zum Wettbewerb vorgelegten Entwürfe und anderer Unterlagen und zu den Bestimmungen der Ausschreibung erklärt haben. Deutsch gilt im Sinne deutscher Kulturgemeinschaft. Juristische Personen haben die Namen der verantwortlichen Konstrukteure zu nennen.

§ 5. Tag und Verfahren der Übergabe.

Die Bewerber haben ihre Entwürfe bis spätestens 1. Juni 1923, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V., Berlin W 35, Blumeshof 17, einzureichen. Verspätete Abgabe schließt vom Wettbewerb aus. Insbesondere ist bei der Übergabe zu beachten:

1. die Zahl und Art der Unterlagen sind in einer genauen Liste aufzuführen,
2. sämtliche Unterlagen müssen mit einem gemeinschaftlichen kurzen Kennwort versehen sein,
3. in einem verschlossenen, durch dasselbe Kennwort bezeichneten Briefumschlag sind der oder die Bewerber (Namen, Wohnort, Wohnung, Staatsangehörigkeit) genau zu bezeichnen.

Namen, Wohnort und Wohnung, gegebenen Falles Bankverbindung des zur Entgegennahme eines etwa gewonnenen Preises Berechtigten ist anzugeben. Die Einverständniserklärung der Bewerber zur Veröffentlichung und freien Benutzung der Entwürfe und anderer Unterlagen sowie zu den Bedingungen der Ausschreibung ist beizufügen.

§ 6. Preisgericht.

Das Preisgericht besteht aus mindestens sieben Mitgliedern und wird vom Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt berufen.

Das Preisgericht entscheidet mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Die Entscheidungen des Preisgerichtes sind endgültig.

§ 7. Veröffentlichung und Benutzung der Ergebnisse.

Das Preisgericht ist berechtigt, in zweckmäßig erachteter Weise durch seine Mitglieder oder besondere Beauftragte über den Wettbewerb und seine Ergebnisse in Fach- und Tageszeitschriften zu berichten, sowie den preisgekrönten Entwurf benutzen zu lassen.

Berlin, den 20. Januar 1923.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.:

Wagenführ, stellv. Vorsitzender. — Krupp, Geschäftsführer.

Bücherbesprechung.

Literarischer Jahresbericht des Dürerbundes 1922/23. Dem Mann der Technik ist heute der Tag mit seinen 24 Stunden zu kurz geworden. Und doch will auch er über die Fachpresse, über die Zeitung hinaus teilnehmen am Leben der Zeit, an ihrem sichtbaren geistigen Niederschlag, am literarischen Werk. Der beste, stets bereite Führer ist ihm da der soeben erschienene literarische Jahresbericht des Dürerbundes (Verlag Callwey, München). Knapp, objektiv und übersichtlich wird jedes Buch nach Form, Inhalt, Einstellung so umrissen, daß auch dem Laien sogar für wissenschaftliche Einzelgebiete ein klarer Weg gewiesen ist. Die Stoffgliederung hat eine Bereicherung erfahren durch die Kapitel »Zum Verständnis der Weltlage« und »Gesellschaft und Lebensordnung«. Willkommen, wie immer, weil sie umständliche Buchhändlerauskunft ersetzen können, sind die Abschnitte »Bücher für die Jugend« und »Billige Büchereien«. Kurz, auf keine Frage wird der Ratgeber die Antwort schuldig bleiben, ja, wer ihn zu lesen versteht, dem wird er ein Bild unserer gesamten geistigen Jahresernte geben.

Dr. F. H.

Die Einführung von Zeitstudien in einem Betrieb für Reihen- und Massenfertigung der Metallindustrie. (Ein Beitrag zur Methodik.) Von Dr.-Ing. Otto Fahr. München und Berlin 1922. Druck und Verlag von R. Oldenbourg. 149 S. Grundpreis geh. M. 3.50, geb. M. 5.20.

Die kulturelle und technische Entwicklung des wirtschaftlichen Lebens in den letzten Jahrzehnten, die wachsenden Lebensbedürfnisse großer Massen mußten zu einer erheblichen Steigerung der Produktion führen. Und diese erhöhte Produktion verlangte eine Spezialisierung der Fabrikation, so daß durch Reihen- und Massenherstellung eine Verbilligung der Erzeugnisse möglich war. Im Mittelpunkt des Produktionsprozesses steht aber die industrielle Arbeiterschaft, die sich seit langer Zeit in bewußtem Klassengegensatz zu Unternehmerkreisen stellt. Diese Gegensätze durchziehen zunächst unser gesamtes politisches und wirtschaftliches Leben und bestimmen meist den offenen oder verdeckten Kampf zwischen Betriebsleitung und Arbeiterschaft. Am schärfsten ist dieser Kampf im Lohn- und Akkordwesen industrieller Betriebe. Der Grund liegt in dem Mangel an einer objektiven exakten Methode der Lei-

Digitized by Google

stungsbestimmung bei der Festsetzung bzw. Vorkalkulation von Akkorden, die heute leider noch meist in den Händen von Vorarbeitern und Meistern liegt. Die wirtschaftspolitischen und betriebswissenschaftlichen Bestrebungen, vor allem der letzten 10 Jahre, suchen das Problem auf verschiedene Weise zu lösen. Zu den Grundlagen gehört die Zeitstudie. Der Verfasser sucht nun nach der Definition der Zeitstudie im ersten Teil die Grundlagen und Voraussetzungen des Zeitstudiums zu analysieren. Und zwar strebt er nach dem optimalen wirtschaftlichen Erfolg eines Unternehmens als Endziel. Die Zeitanalyse ist für jede Zeitstudie notwendig, sie ergibt eine sichere Grundlage für die Selbstkostenberechnung, sie ermöglicht durch volle Ausnützung der Fabrikation eine Verminderung der Unkosten, sie gibt uns sachlichen Aufschluß über die Ursachen und Einflüsse der arbeithemmenden Ermüdung und der arbeitfördernden Übung bei der Festsetzung von Arbeitsleistungen und somit die günstigste Arbeitszeit, d. h. die optimale Dauer des Arbeitstages für die verschiedenen Arbeitsarten. Die objektive Untersuchung durch Zeitstudien trägt schließlich zur Milderung der Gegensätze zwischen Arbeitsleitung und Arbeitsausführung bei. Der Verfasser stellt dann an Hand von Beispielen aus der Praxis bei der Einführung von Zeitstudien in einem Betriebe für Reihen- und Massenfertigung bestimmte Arbeitskoeffizienten auf, die im einzelnen dann die genaue Feststellung der Betriebsverluste und eines Leistungswertes eines jeden Arbeiters ermöglichen. Mit Hilfe dieser Koeffizienten werden alle Größen, die den Arbeitsablauf bestimmen, gemessen und berücksichtigt, um dadurch auf sachliche Weise die optimale Leistung für jeden Arbeitsgang zu bestimmen. Die eingehende Darstellung ist nur unter dem Gesichtspunkte einer Zeitstudienentwicklung bzw. -einführung unter ganz besonderen Verhältnissen in einem speziellen Betriebe aufzufassen, aber sie ist ein wertvoller Beitrag für die weitere Entwicklung des Zeitstudiums. Der Vorschlag des Verfassers ist zu begrüßen, die auf Grund dieser und anderer Methoden in Betrieben eingeführten Zeitstudienorganisationen gemachten Erfahrungen so zu verwerten, daß eine Vereinheitlichung der Methode des Zeitstudienwesens im allgemeinen herbeigeführt wird. K. H. Fraenkel.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Januar: 700.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Luftfahrt-Unterricht.

Vorlesungen des Außeninstitutes der Technischen Hochschule Berlin. Reg.-Baumeister Dr. Ewald: »Die Flugzeugphotographie und ihre Anwendung in der Technik« 5 Doppel-Std. Mittwochs. Beginn der Vorlesung 31. 1. 1923, abends 5 Uhr im Hörsaal Nr. 358 des Hauptgebäudes der Technischen Hochschule. Hörerhonorar M. 50 je D.-Std.; für deutsche Studierende M. 10. Eintrittskarten erhältlich beim Hauptpförtner. Sonderbericht.

Deutschland.

Bauliche Maßnahmen auf dem Hamburger Flugplatz. Am 13. 12. 1922 stimmte die hamburgische Bürgerschaft dem Senatsantrag zu, daß ein Betrag von M. 27 745 000 aufgewandt würde, um ein mitten auf dem Flugplatz in Hamburg-Fuhlsbüttel stehendes Gebäude, welches zu der ehemaligen Luftschiffhalle gehörte, abzubrechen und am Rande des Platzes als Wohngebäude wieder aufzubauen. Durch diese Maßnahme erfährt das Start- und Landegelände des Hamburger Flugplatzes eine außerordentliche Verbesserung. Die den Flugzeugen zur Verfügung stehende Fläche wird etwa verdoppelt, und zwar wird gerade das Gelände neu hinzugewonnen, welches durch seine höhere Lage und Beschaffenheit als Landegelände besonders geeignet ist. Der Platz ist nunmehr auch für Nachtluftverkehr geeignet und wird nach Durchführung der Bauten allen Ansprüchen vollauf genügen.

Mit den bewilligten Geldern wird es fernerhin möglich sein, zwei Baulichkeiten instandzusetzen, die mit Erfolg als Lagerraum für den Luftverkehr und als Unterkunft und Abstellraum für die Hilfsarbeiten der Hamburger Gefängnisverwaltung Verwendung finden werden. Der Rest des Betrages wird für die Stromzuführung zum Blinkfeuer, dessen Bau bis zum Beginn der nächstjährigen Flugperiode fertig sein soll, verwendet werden.

Jedenfalls beweisen diese Maßnahmen, welche Bedeutung der hamburgische Staat der Luftschiffahrt beimißt und daß er in großzügiger Weise an der Verbesserung seiner Flugplatzanlagen arbeitet. Sonderbericht.

Jubiläumsausstellung Göteborg 1923. Gleichzeitig mit dieser Ausstellung findet eine internationale Luftfahrt-Ausstellung in Göteborg vom 20. VII. bis 12. VIII. 1923 statt. Da sich in Deutschland für diese Abteilung großes Interesse gezeigt hat, hat sich unter dem Vorsitz des Kgl. Schwedischen Generalkonsuls Herrn Geh. Kommerzienrat Dr. Ravené ein Komitee gebildet, dessen Geschäftsstelle sich beim Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G. m. b. H., Berlin W, Blumeshof 17, befindet. Interessenten wollen daher Anfragen an diese Stelle richten. ND.

Das erste deutsche Verkehrsflugzeug in London. Am 31. Dezember ist ein Flugzeug der Deutschen Luftreederei von Berlin kommend nach kurzem Aufenthalt in Amsterdam und nach einer durch ungünstige Witterungsverhältnisse bei Folkstone veranlaßten Zwischenlandung auf dem Flughafen Croydon bei London gelandet. Das Flugzeug, ein geschlossener 6-sitziger Dornier-Metall-Verkehrseindecker »Komet«, hat die Reise in rd. 9 Flugstunden zurückgelegt. **23/1. 8.**

»Gleitflugzeuge, Segelflugzeuge und Friedensvertrag« lautet ein Aufsatz des italienischen Luftattachés in New York, Oberstleutnants Guidoni. Der Offizier schildert das Zustandekommen der Luftfahrtklauseln des Friedensvertrages. Der oberste Rat stellte die Frage, ob man in Deutschland die Handelsluftfahrt belassen könne, da in der Umwandlung von Zivilflugzeugen in Kriegsflugzeuge eine Gefahr zu erblicken sei. Die Mitglieder der Luftfahrtkommission waren für ein vollständiges Luftfahrtverbot, nur der amerikanische Delegierte sprach sich dagegen aus. Er hielt ein solches Verbot für »neither wise, nor practical«. Wegen des Widerspruchs Amerikas wurden im Friedensvertrag keine Beschränkungen der Handelsluftfahrt aufgenommen, dafür versuchte man aber später, wie der Italiener zugibt, »im Widerspruch zu den klaren Bestimmungen des Vertrages von Versailles« die deutsche Handelsluftfahrt dennoch zu unterbinden. Er glaubt, daß, wenn der Kongreß der Vereinigten Staaten den Vertrag von Versailles gebilligt hätte, solche Beschränkungen Deutschland niemals auferlegt worden wären.

Im Segelflug sieht der Verfasser zwar keine entscheidende Bedeutung für die Entwicklung der Luftfahrt, aber doch wertvollen Gewinn für den allgemeinen technischen Fortschritt. Die

Digitized by Google

Leistungen der Deutschen beweisen, wie recht der amerikanische Standpunkt, jede Beschränkung der deutschen Handelsluftfahrt abzulehnen, war. **21/51—52. 1.**

Weltluftverkehr.

Der regelmäßige Luftverkehr **Königsberg (Pr.)—Smolensk—Moskau** mit wöchentlich zweimaliger Verbindung wurde am 2. Januar 1923 wieder aufgenommen. Sonderbericht.

Deutsche Flugpostsendungen nach Bagdad, Bassora, dem übrigen Mesopotamien und Persien werden alle 14 Tage von München nach Cairo zur Weiterbeförderung mit der englischen Luftlinie Cairo—Bagdad abgesandt.

Letzte Aufgabetermine in München (9^{20} V.) am 11., 25. Januar, 8., 22. Februar und 8., 22. März; die Anschlußflugzeuge gehen von Cairo jeweils 9 Tage später ab.

Zugelassen sind gewöhnliche und eingeschriebene Briefsendungen aller Art mit der Aufschrift »Par Avion Cairo—Bagdad« in der linken oberen Ecke der Aufschriftseite.

Die Gebühren betragen neben den gewöhnlichen Auslandsgebühren für Postkarten ½ Goldfrank, für Briefsendungen (je 20 g) 1 Goldfrank. Zeitgewinn gegenüber Dampferbeförderung rund 18 Tage. **28/1. 5.**

Eine Luftverkehrslinie von Cloncurry nach Longreach und Charleville in Australien wurde von der Queensland and Northern Territory Aerial Service Ltd. eingerichtet. Die Linie verbindet drei wichtige Eisenbahnknotenpunkte und ist etwa 1000 km lang. Die Strecke wird im Flugzeug in 7 h statt in 5 Tagen Eisenbahnfahrt zurückgelegt. Verwendet werden Vickers-Flugzeuge.

Der von der Western Australian Airways Ltd. betriebene Luftdienst Geraldton—Derby wurde zeitweilig eingestellt. (Ephémérides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 18.**

Der Flugdienst Danzig—Warschau—Lemberg, der vom Polsk Aero Lloyd versehen wird, soll auch während der Wintermonate aufrecht erhalten werden.

Durchschnittliche Flugdauer:

	September h	September min	Oktober h	Oktober min
Danzig—Warschau	2	33	2	27
Warschau—Danzig	2	29½	2	42½
Warschau—Lemberg	2	53	2	35
Lemberg—Warschau	2	40½	2	52

Unfälle kamen nicht vor.

	Sept.	Okt.
Zahl der Fluggäste	170	173
Post in kg	339	162
Gewicht des Reisegepäcks in kg	2240	3900
Zahl der Reisen	102	140

28/1. 10.

Frankreich.

Das Daniederliegen der französischen Luftfahrtforschung wird in der Denkschrift des Berichterstatters über den Luftfahrthaushalt in der Deputiertenkammer Bouilloux Lafont behandelt. Der Berichterstatter führt aus, daß die Luftfahrtforschung versuchen müsse, die Handelsluftfahrt allmählich von der Vormundschaft des Staates zu befreien, um damit die Haushaltslasten zu vermindern. Er weist darauf hin, daß die anderen Länder die Wichtigkeit theoretischer Studien längst erkannt haben, besonders Deutschland, das in der Stille seiner Versuchsanstalten Luftfahrzeuge, Motoren und Einrichtungen geschaffen hat, um die Frankreich es beneiden könne. In Frankreich flößen die Versuchsanstalten Mitleid ein, die Laboratorien sind unzureichend. Die Denkschrift enthält eine Statistik über den Flugverkehr der ersten 5 Monate des Jahres 1922, aus der auch die ziemlich hohen Zuschüsse des Staates ersichtlich sind.

Auf Grund der Denkschrift hat die Finanzkommission eine Verminderung der für Arbeiten und Instandsetzungen bestimmten Summe um Frs. 12 410 000 und eine Erhöhung der Kredite für Studien und Versuche um Frs. 11 700 000 vorgeschlagen. Die für Studien und Versuche verlangten neuen Kredite würden gestatten, Ergänzungssummen von 7 Mill. zum Erwerb von Land- und Seeflugzeugen und von 4 Mill. zum Ankauf von Motoren zu opfern.

Luftverkehrsgesellschaften	Ausgeführte Reisen	Zahl der zahlenden Fluggäste	Kosten des Staates je Fluggast Frs.
Messageries Aériennes:			
Paris—London	336	285	3 721
Paris—Brüssel	229	334	1 456
Cie. d. Gds. Express aériens:			
Paris—London	167	462	1 252
Paris—Lausanne	15	33	1 591
Comp. franco-roumaine:			
Paris—Warschau (Reisen und Teilstrecken)	565	94	19 905
Cie. Gle. d'Entreprise aéronautique:			
Toulouse—Casablanca (Reisen und Teilstrecken)	772	249	17 172

Dies würde eine ernstliche Verbesserung der Lage darstellen. (Aus einem Aufsatz von Reboul, Le Temps, 18. Oktober 1922.)
22/51—52. 4.

Frankreichs Widerstand gegen die Zulassung Deutscher zu internationalen Wettbewerben gibt der holländischen Zeitschrift »Het Vliegveld« bei der Besprechung der Icar Veranlassung zu nachstehenden Betrachtungen. Die Holländer sind der Meinung, daß der französisch-belgische Bannfluch nicht viel zu bedeuten hat und letzten Endes auf Frankreich und Belgien selber zurückfällt. Italien hat bereits die Deutschen an seinen Wettbewerben teilnehmen und Preise erwerben lassen, und England zum Segelflugwettbewerb der »Daily Mail« alle Nationalitäten, also auch die Deutschen, zugelassen, wodurch es allerdings in den Augen Frankreichs — wie der holländische Gewährsmann schreibt — tief herabsinkt. Er fährt dann fort: »Überall fühlt man, daß die Zulassung Deutscher zu internationalen Wettbewerben nicht länger verweigert werden kann. Und tatsächlich gebührt ihnen die Zulassung auch.«

Vereinzelt regen sich in Frankreich schon Stimmen, die darauf aufmerksam machen, daß die unversöhnliche Haltung der Franzosen ihren Fliegern und Flugzeugfabriken selber zum Verderben gereichen könnte. So schreibt Georg Houard in »Les Ailes«, daß es leicht dazu kommen könnte, daß die Deutschen sich schließlich mit allen Nationalitäten messen könnten, nur mit den Franzosen nicht, weil diese zur Betonung ihrer Ablehnung allen Wettbewerben fernblieben, die von den Deutschen beschickt würden. Nur wenn die anderen Länder wirklich das Verbot, Deutsche zuzulassen, beachten würden, hätte die Haltung Frankreichs und Belgiens einen Zweck; aber nicht einmal die Verbündeten, Engländer und Italiener, halten sich an die Vorschriften. (Het Vliegveld, Nr. 9, 1922.)
22/51—52. 5.

Neue französische Segelflugpreise wurden von Citroën für einen Segelflugwettbewerb in Biskra (Afrika) in Höhe von Frs. 15 000, ferner für denselben Wettbewerb von der Bank von Algier in Höhe von Frs. 20 000, vom französischen Comité du Tourisme Frs. 5000, vom Generalgouvernement von Afrika Frs. 10 000, außerdem allgemein für einen Segelflugwettbewerb in Nordafrika vom französischen Generalresidenten in Tunis Frs. 5000 und schließlich von den Galeries Lafayette für den Segelflug im allgemeinen überhaupt Frs. 25 000 gestiftet. (Ephémerides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 6.**

Die Durchführung eines Sahara-Luftverkehrs ist Gegenstand einer Studie in der »Revue de L'Aéronautique Militaire«. Bisher hielt man für die Anlage einer Luftlinie eine gleichlaufende Kraftwagenlinie zur Versorgung der Zwischenstationen und bei Notfällen für erforderlich. Die Fortbewegung der Kraftwagen konnte aber bestenfalls und auch hier nur mit großen Schwierigkeiten auf den alten Karawanenwegen erfolgen. Das Abschneiden von toten Winkeln und Einschlagen von Richtewegen wäre für Flugzeuge, die in Berührung mit der als Bodenorganisation dienenden Kraftwagenlinie bleiben müßten, unmöglich gewesen, und der Vorteil der Luftverbindung wäre damit teilweise wieder fortgefallen.

Nun haben im Frühjahr dieses Jahres mehrere Citroën-Raupenschlepper mit Erfolg die Sahara durchquert und dabei nicht nur die Karawanenwege befahren, sondern auch Richtewege durch unbe-

Digitized by Google

kanntes Wüstengebiet genommen. Diese Erfolge ermutigen dazu, dem Plan eines Luftverkehrs quer durch die Wüste wieder aufzunehmen, und zwar in der Weise, daß an verschiedenen Stellen Versorgungsposten mit Raupenschleppern eingerichtet werden, die im Notfalle durch F. T. vom Flugzeug an jedem Ort gerufen werden können.

Vorgeschlagen werden folgende Luft- und Landverbindungen

1. Eine Luftlinie von N nach S: Biskra—Ouragla—In Salah —Tamanrasset—Kidal—Timbuktu.

2. Eine Raupenschlepper-Kraftwagenlinie von O nach W mit einer Reihe von Posten in der Weise, daß Hilfsfahrzeuge in einer Zone von 400 km zu beiden Seiten der Luftlinie jeden Punkt erreichen können.

Es kann noch nicht die Rede davon sein, ein billigeres Verkehrsmittel einzuführen als das Kamel, aber es soll ein schnelles Verkehrsmittel für Post und Reisende durch das Flugzeug geschaffen werden. Der Zeitverbrauch zur Zurücklegung gleich langer Wegstrecken durch die verschiedenen Verkehrsmittel ist in der Sahara sehr verschieden und die Überlegenheit des Flugzeugs viel größer als gegenüber den Verkehrsmitteln in Europa. Die Strecke Niger—Touggourt wird beispielsweise von einem Kamel in 55 Tagen, von einem Kraftwagen in 15 Tagen und von einem Flugzeug in 2 bis 4 Tagen zurückgelegt. Wichtig ist, daß in der Sahara zwischen dem Brennstoffverbrauch des Kraftwagens und demjenigen des Flugzeugs durchaus nicht das gleiche Mißverhältnis besteht wie in Europa. Die Wegeverhältnisse bringen es mit sich, daß der Brennstoffverbrauch beider Verkehrsmittel je km annähernd gleich ist. Ferner ist die Ladefähigkeit des Kraftwagens durch die Notwendigkeit, große Wassermengen mitzunehmen, verringert. In unbekannten Gebieten ist außerdem eine besondere Schutzmannschaft gegen räuberische Überfälle erforderlich und endlich sind noch von Kraftwagen Lagergeräte und Lebensmittelvorräte mitzuführen.

Für Flugzeuge liegen die Verhältnisse weit günstiger. Durchweg sind gute Sichtverhältnisse vorhanden, selbst während der Nacht. Die Bodengestaltung gestattet fast überall Notlandungen.

Im zweiten Teil des Aufsatzes werden technische Einzelheiten über die Brennstoffmengen und ihre Zuführung, die Anlage und Einrichtung von Zwischenposten, sowie über die Bauart der zu verwendenden Fahrzeuge usw. gegeben. (Revue de L'Aéronautique Militaire, Nr. 11/1922.) **22/51—52. 7.**

Die Nachtlandevorrichtungen auf französischen Flughäfen bestehen aus folgenden Hilfsmitteln. Soweit als möglich wird zur Angabe der Windrichtung ein leuchtendes T ausgelegt und die Landefläche durch einen oder mehrere Scheinwerfer beleuchtet.

Wenn kein T vorhanden ist und gelegentlich auch außer dem T werden 4 bis 5 weiße Lichter und ein rotes Licht in einer Reihe von einer Lore gezeigt, wobei das rote Licht sich in Luv der weißen Lichter befindet. Landungen müssen daher parallel zur beleuchteten Zone in der Richtung auf das rote Licht zu erfolgen.

Die Flughäfen St. Inglevert, Straßburg und Marignane sind jetzt mit tragbaren Scheinwerfern für Nachtlandungen ausgestattet worden. Die Nachtbeleuchtung auf diesen Flughäfen wird nur auf vorherige Bestellung in Betrieb genommen. (Notice to Airmen 140/22.) **28/1. 8.**

Belgien.

Leuchtfeuer Haren (Brüssel). Das bisherige Leuchtfeuer ist durch einen Leuchtturm an der NO-Seite des Platzes ersetzt worden. Kennung: Morsezeichen S.

Blink 1,5 Sek.
Pause 3,5 »

Das Feuer ist bei nebligem Wetter und nach Sonnenuntergang in Betrieb, wenn ein Luftfahrzeug erwartet wird. (Notice to Airmen, Nr. 129, 1922.) **22/51—52. 8.**

Landung in Haren (Brüssel). Bei nassem Wetter haben Flugzeuge auf dem nördlichen durch weiße Grenzzeichen bezeichneten Teile des Flughafens zu landen. Der übrige Teil des Flughafens ist nur zu Landungen bei trockenem Wetter geeignet. (Notice to Airmen, Nr. 133, 1922.) **22/51—52. 9.**

Holland.

Luftkarten für die Niederlande werden von der Königlich Niederländischen Gesellschaft für Luftfahrt im Maßstab 1:200 000 vorbereitet. Als Grundlagen waren die vorhandenen Radfahrerkarten von den Niederlanden in Vorschlag gebracht. Hiergegen wendet sich im »Vliegveld« der Kapitän Viehoff.

Die Radfahrerkarten dienen anderen Zwecken und haben daher andere in die Augen fallende Merkmale, als sie der Flieger braucht. Für den Radfahrer ist die Art und Beschaffenheit der Wege wichtig, für den Luftfahrer dagegen die Art und Beschaffenheit der Geländeflächen. Viehoff macht daher folgende Vorschläge für die Merkmale von Luftfahrerkarten: 1. Kennzeichnung mit hellblauer Farbe: alle Gewässer (Seen, Flüsse, Bäche, Gräben). Angabe der Brücken. Im größten Teil Hollands sind die Flüsse aus 2500 m Höhe und darüber noch deutlich sichtbar. Im Poldergebiet zeichnen sich selbst kleine Gräben als schimmernde Streifen ab.

2. Hellgelb: Typische Sandflächen, wie diejenigen bei Utrecht, im Gelderland und Brabant, die schon auf gewaltige Entfernungen sichtbar sind.

3. Mit matten Farben sind anzugeben: Wiesen = grün, Heide = braun, Wald = dunkelgrün.

4. Dicke schwarze Linien zur Kennzeichnung von Schienenwegen.

5. Dünne schwarze Linien = Wege (ohne Rücksicht auf die Güte des Weges).

6. Angabe der Dörfer und Städte in der gewöhnlichen Weise, wobei besonders auffallende Gebäude, wie Türme, Gasbehälter noch durch Buchstaben genauer zu bezeichnen sind.

Die Zeichnung neuer Karten ist nicht erforderlich. Die angegebenen Kennzeichnungen lassen sich auf die Konturen der bestehenden Karten aufdrucken. Neu aufgenommen müßten nur noch die Flug- und Notlandeplätze werden. (»Vliegveld«, Nr. 9/1922.) **22/51—52. 10.**

Der Flughafen Souburg, der unter der Aufsicht des niederländischen Marineluftdienstes steht, hat die Bezeichnung »Flughafen Vlissingen« erhalten. (Notice to Airmen, Nr. 131 für 1922.) **22/51—52. 12.**

Die Luftleuchtfeuer in Scheveningen und Rotterdam und die erleuchteten Funkenmasten in Schiphol und Soesterberg sind künftig nur von Sonnenuntergang bis 1½ h nach Sonnenuntergang in Betrieb; außerhalb dieser Zeiten nur auf Bestellung. Bestellungen erfolgen durch F. T. auf Welle 900 an Flughafen Rotterdam, Rufzeichen RDM. (Notice to Airmen, Nr. 131 für 1922). **22/51—52. 12.**

Änderungen auf dem Flughafen Waalhaven (Rotterdam). An der Ostseite sowie am größten Teil der Süd- und Nordseite ist eine 2,20 m hohe Aufschüttung vorgenommen worden. Der obere Rand dieser Aufschüttung ist durch ausgelegte aneinanderstoßende weiße Planken kenntlich gemacht.

Die Ausstellungsgebäude der Icar sind abgebrochen worden mit Ausnahme der südlich der Flugschuppen errichteten Schuppen.

In der Mitte der Landefläche sind neun Bodenlichter angebracht, von denen acht auf einer Kreislinie von 80 m Durchmesser und das neunte im Mittelpunkt dieses Kreises liegt. Jeweils fünf dieser Bodenlichter werden je nach der Windrichtung so eingeschaltet, daß ihre Verbindungslinien die Form eines Landungs-T bilden.

Die Bodenlichter, ebenso wie die roten Hindernislichter auf Schornsteinen und anderen hohen Punkten werden nur auf Bestellung oder wenn ein Flugzeug erwartet wird, in Betrieb genommen. (Bericht aan Luchtvarenden Nr. 36/1922.) **28/1. 9.**

Lettland.

Lettische Luftfahrzeugabzeichen. Staatsangehörigkeitsabzeichen: B. Eintragungsabzeichen: alle Zusammensetzungen mit L als ersten Buchstaben. **28/1. 13.**

Luxemburg.

Luxemburgische Luftfahrzeugabzeichen. Staatsangehörigkeitsabzeichen: L. Eintragungsabzeichen: alle Zusammensetzungen mit U als erstem Buchstaben. **28/1. 14.**

Digitized by Google

Rumänien.

Der Flughafen von Bukarest (Baneasu) ist jetzt fertiggestellt. Es befinden sich hier drei Flugschuppen, von denen einer der Compagnie Franco-Roumaine gehört. Das rumänische Zivil-Luftfahrt-Departement beabsichtigt von diesem Flughafen aus vom März 1923 ab einen innerrumänischen Flugdienst zwischen Bukarest, Galatz und Zhiginau zu betreiben. **28/1. 11.**

Schweden.

Pressestimmen zur schwedischen Militärluftfahrt. Militärische Revisionen, die zurzeit in Schweden stattfinden, werden sich in diesen Tagen dem Flugwesen zuwenden. Aus diesem Anlaß weist die Presse darauf hin, daß man in Schweden die Bedeutung der Flugwaffe bisher nicht erkannt habe. Die Mittel, die für sie aufgewendet seien, waren durchaus unzureichend. Den verantwortlichen Stellen war es daher nicht möglich, im Flugwesen mit den technischen Errungenschaften der anderen Länder Schritt zu halten. Dem schwedischen Militärflugwesen müssen soviel Mittel zur Verfügung gestellt werden, wie erforderlich sind, um es auf die gleiche Höhe zu bringen wie in anderen Staaten.

Man darf nicht nur daran denken, wie man das Verteidigungswesen verkleinern kann; man müsse vielmehr im Auge behalten, daß die Welt ferner denn je von der Abrüstung ist, denn diese sei nur den besiegten Nationen auferlegt. (Svenska Dagbladet, 28. 11. 1922.) **22/51—52. 18.**

Die Bildung eines schwedischen Luftverkehrskonsortiums, dem u. a. auch der Präsident des schwedischen Aero-Clubs, der Chef der Küstenartillerie und der Chef des Militärluftdienstes angehören ist kürzlich erfolgt. Das Konsortium hat sich an das Post-Departement mit der Bitte gewandt, den geplanten Luftverkehrslinien die Luftpostbeförderung zu übertragen. Erwogen wird zunächst die Einrichtung eines Luftverkehrs zwischen Malmö und Hamburg, der später über Malmö nach Gothenburg ausgedehnt werden soll Es werden Luftfahrzeuge für 4 Fluggäste und 600 kg Nutzlast verwendet werden.

Es wird gehofft, daß bei Eröffnung der Gothenburger Ausstellung im Sommer 1923 bereits eine regelmäßige Luftverbindung Schwedens mit dem Kontinent und über Hamburg und Amsterdam mit England eingerichtet sein wird. **22/1. 12.**

Spanien.

Der Flugdienst Barcelona—Palma, der bisher von der Compañia Aerea Mallorquina betrieben wurde, wird künftig mit französischen Flugzeugen in Betriebsgemeinschaft mit Latécoère versehen werden. (Ephémérides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 14.**

Tschechoslowakei.

Der tschechoslowakische Haushaltungsvorschlag 1923 für die Luftfahrt sieht einen Kredit von 150 000 000 Kronen vor, d. h. 22 Mill. mehr als im Vorjahre. Hiervon entfallen 146 Mill. auf die Militärluftfahrt zur Vermehrung der Flugeinheiten und zur Schaffung von 15 festen und 10 Feldwetterwarten.

Eine tschechoslowakische Gesellschaft soll für den Luftverkehr mit Berlin, Wien und Preßburg subventioniert werden. (Ephémérides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 15.**

Vereinigte Staaten.

Versuche mit Befeuerungseinrichtungen für Luftwege werden zurzeit von der amerikanischen Regierung und der Luftfahrthandelskammer im Hinblick auf den in Aussicht genommenen Nachtbetrieb auf der Strecke New York—San Franzisko vorgenommen. Zur automatischen Windrichtungsanzeigung während der Nacht dient ein schwenkbares T, dessen Grundstrich und Querbalken durch Reflektorlinsen bestrahlt werden. Als Lichtquelle dient der Aga-Gasakkumulator.

Als Richtfeuer dient gleichfalls eine Aga-Gaslichtquelle. Die Gaszufuhr wird automatisch je nach den Beleuchtungsverhältnissen in der Natur dadurch geregelt, daß ein schwarzer Körper, der von Prismen umgeben ist, durch auffallendes Tageslicht bestrahlt und erwärmt wird, sich dadurch mehr oder weniger ausdehnt oder zusammenzieht und durch diese Volumveränderung das Gasventil selbsttätig öffnet und schließt. (Aerial Age, November 1922.) **22/51—52. 16.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Steuerung eines Flugzeuges mit Düsenflügel (Flying a »Slotted Wing« Machine). — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 23, Nr. 21, 22. Nov. 1922, S. 399 (2 Sp., 3 Skizz.).

Zwei Arten von einspaltigen Düsenflügeln ausgeführt: a) der Vorderflügel wird gedreht und dadurch der Spalt geöffnet bzw. geschlossen, b) der Vorderflügel wird an den Hauptflügel ganz herangeklappt bzw. ganz nach vorn ausgestreckt. Erstere Art bei dem Handley Page-Torpedodoppeldecker ausgeführt. Flügeleinstellwinkel dabei 7°, Fahrgestell höher als üblich, um größeren Rollwinkel zu erzielen.

Vorteile des Düsenflügels kommen bei Abflug und Landung voll zur Geltung. Steile Stellung des Flugzeuges im Stand einprägen, da man sonst beim Landen nicht genügend aufzieht, um eine Schwanzlandung zu machen. Für den Spaltverschluß nur ein Auslösehebel vorgesehen. Beim Start Schlitze ganz öffnen. Bei der ersten Schlitzart (s. o.) tritt dann infolge der leichten Rückwanderung des Druckpunktes Kopflastigkeit ein, so daß das Flugzeug mit Hilfe der einstellbaren Höhenflosse neu ausgetrimmt werden muß. Abheben nach Gefühl. Steigwinkel viel größer als bei normalen Flugzeugen. Man kann daher auch auf sehr kleinen, umfriedeten Plätzen starten. Für volle Geschwindigkeit Schlitze schließen und neu austrimmen. Beim Landen Höhenflosse einstellen und Schlitze öffnen. Steiler als gewöhnlich gleiten, um die Vorteile des Düsenflügels voll auszunutzen. Normales Abfangen, aber mit vollem Aufziehen. Auch bei ganz angezogenem Höhensteuer tritt weder Durchsacken noch »Auf-den-Flügel-Gehen« nach Überziehen ein. Bei der zweiten Art von Düsenflügeln ist die Druckpunktwanderung geringer. W. **28/1. 15.**

Flugzeugberechnung. Einfluß von Schraubenstrahl, Rumpf und Bodennähe auf das Seitenruder (The Effect on Rudder Control of Slip Stream Body, and Ground Interference). — H. J. Hoot und D. L. Bacon, 110. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 110), Sept. 1922, S. 1/7 (7 S., 3 Zahltaf., 4 Skizz., 1 Lichtbild des Modelles, 4 Schaub.).

Vielfach wird über mangelhafte Seitensteuerung beim Landen und Rollen, insbesondere bei dickrumpfigen Verkehrsflugzeugen geklagt. Windkanalversuche an drei Flugzeugmodellen mit verschieden dickem Rumpf und umlaufender Luftschraube unter Berücksichtigung der Bodennähe zeigten den Bodeneinfluß als vernachlässigbar klein, mit dicken, gerundeten Rümpfen jedoch sehr mangelhafte Seitensteuerung bei geringen Geschwindigkeiten und im Rollen. Es ist wesentlich, daß der Schraubenstrahl in der Gegend des Schwanzleitwerks eine genügende Geschwindigkeit besitzt. Andernfalls muß infolge der »Schirmwirkung« des Rumpfes das Seitenleitwerk stark vergrößert werden oder, besser, zwei kleine Ruder seitlich des Rumpfes außerhalb der beeinflußten Gegend angeordnet werden. Die unsymmetrische Schraubenstrahlwirkung auf das Seitenleitwerk kann durch leichtes Schiefstellen der Kielflosse oder durch Verlegung eines Teiles der Kielflosse unter die Schraubenachse ausgeglichen werden (eingehende Wiedergabe der Windkanalmessungen). W. **22/51—52. 19.**

Digitized by Google

kanntes Wüstengebiet genommen. Diese Erfolge ermutigen dazu, dem Plan eines Luftverkehrs quer durch die Wüste wieder aufzunehmen, und zwar in der Weise, daß an verschiedenen Stellen Versorgungsposten mit Raupenschleppern eingerichtet werden, die im Notfalle durch F. T. vom Flugzeug an jedem Ort gerufen werden können.

Vorgeschlagen werden folgende Luft- und Landverbindungen

1. Eine Luftlinie von N nach S: Biskra—Ouragla—In Salah —Tamanrasset—Kidal—Timbuktu.

2. Eine Raupenschlepper-Kraftwagenlinie von O nach W mit einer Reihe von Posten in der Weise, daß Hilfsfahrzeuge in einer Zone von 400 km zu beiden Seiten der Luftlinie jeden Punkt erreichen können.

Es kann noch nicht die Rede davon sein, ein billigeres Verkehrsmittel einzuführen als das Kamel, aber es soll ein schnelles Verkehrsmittel für Post und Reisende durch das Flugzeug geschaffen werden. Der Zeitverbrauch zur Zurücklegung gleich langer Wegstrecken durch die verschiedenen Verkehrsmittel ist in der Sahara sehr verschieden und die Überlegenheit des Flugzeugs viel größer als gegenüber den Verkehrsmitteln in Europa. Die Strecke Niger—Touggourt wird beispielsweise von einem Kamel in 55 Tagen, von einem Kraftwagen in 15 Tagen und von einem Flugzeug in 2 bis 4 Tagen zurückgelegt. Wichtig ist, daß in der Sahara zwischen dem Brennstoffverbrauch des Kraftwagens und demjenigen des Flugzeugs durchaus nicht das gleiche Mißverhältnis besteht wie in Europa. Die Wegeverhältnisse bringen es mit sich, daß der Brennstoffverbrauch beider Verkehrsmittel je km annähernd gleich ist. Ferner ist die Ladefähigkeit des Kraftwagens durch die Notwendigkeit, große Wassermengen mitzunehmen, verringert. In unbekannten Gebieten ist außerdem eine besondere Schutzmannschaft gegen räuberische Überfälle erforderlich und endlich sind noch von Kraftwagen Lagergeräte und Lebensmittelvorräte mitzuführen.

Für Flugzeuge liegen die Verhältnisse weit günstiger. Durchweg sind gute Sichtverhältnisse vorhanden, selbst während der Nacht. Die Bodengestaltung gestattet fast überall Notlandungen.

Im zweiten Teil des Aufsatzes werden technische Einzelheiten über die Brennstoffmengen und ihre Zuführung, die Anlage und Einrichtung von Zwischenposten, sowie über die Bauart der zu verwendenden Fahrzeuge usw. gegeben. (Revue de L'Aéronautique Militaire, Nr. 11/1922.) **22/51—52. 7.**

Die Nachtlandevorrichtungen auf französischen Flughäfen bestehen aus folgenden Hilfsmitteln. Soweit als möglich wird zur Angabe der Windrichtung ein leuchtendes T ausgelegt und die Landefläche durch einen oder mehrere Scheinwerfer beleuchtet.

Wenn kein T vorhanden ist und gelegentlich auch außer dem T werden 4 bis 5 weiße Lichter und ein rotes Licht in einer Reihe von einer Lore gezeigt, wobei das rote Licht sich in Luv der weißen Lichter befindet. Landungen müssen daher parallel zur beleuchteten Zone in der Richtung auf das rote Licht zu erfolgen.

Die Flughäfen St. Inglevert, Straßburg und Marignane sind jetzt mit tragbaren Scheinwerfern für Nachtlandungen ausgestattet worden. Die Nachtbeleuchtung auf diesen Flughäfen wird nur auf vorherige Bestellung in Betrieb genommen. (Notice to Airmen 140/22.) **23/1. 8.**

Belgien.

Leuchtfeuer Haren (Brüssel). Das bisherige Leuchtfeuer ist durch einen Leuchtturm an der NO-Seite des Platzes ersetzt worden. Kennung: Morsezeichen S.

Blink 1,5 Sek.
Pause 3,5 »

Das Feuer ist bei nebligem Wetter und nach Sonnenuntergang in Betrieb, wenn ein Luftfahrzeug erwartet wird. (Notice to Airmen, Nr. 129, 1922.) **22/51—52. 8.**

Landung in Haren (Brüssel). Bei nassem Wetter haben Flugzeuge auf dem nördlichen durch weiße Grenzzeichen bezeichneten Teile des Flughafens zu landen. Der übrige Teil des Flughafens ist nur zu Landungen bei trockenem Wetter geeignet. (Notice to Airmen, Nr. 133, 1922.) **22/51—52. 9.**

Holland.

Luftkarten für die Niederlande werden von der Königlich Niederländischen Gesellschaft für Luftfahrt im Maßstab 1:200 000 vorbereitet. Als Grundlagen waren die vorhandenen Radfahrerkarten von den Niederlanden in Vorschlag gebracht. Hiergegen wendet sich im »Vliegveld« der Kapitän Viehoff.

Die Radfahrerkarten dienen anderen Zwecken und haben daher andere in die Augen fallende Merkmale, als sie der Flieger braucht. Für den Radfahrer ist die Art und Beschaffenheit der Wege wichtig, für den Luftfahrer dagegen die Art und Beschaffenheit der Geländeflächen. Viehoff macht daher folgende Vorschläge für die Merkmale von Luftfahrerkarten: 1. Kennzeichnung mit hellblauer Farbe: alle Gewässer (Seen, Flüsse, Bäche, Gräben). Angabe der Brücken. Im größten Teil Hollands sind die Flüsse aus 2500 m Höhe und darüber noch deutlich sichtbar. Im Poldergebiet zeichnen sich selbst kleine Gräben als schimmernde Streifen ab.

2. Hellgelb: Typische Sandflächen, wie diejenigen bei Utrecht, im Gelderland und Brabant, die schon auf gewaltige Entfernungen sichtbar sind.

3. Mit matten Farben sind anzugeben: Wiesen = grün, Heide = braun, Wald = dunkelgrün.

4. Dicke schwarze Linien zur Kennzeichnung von Schienenwegen.

5. Dünne schwarze Linien = Wege (ohne Rücksicht auf die Güte des Weges).

6. Angabe der Dörfer und Städte in der gewöhnlichen Weise, wobei besonders auffallende Gebäude, wie Türme, Gasbehälter noch durch Buchstaben genauer zu bezeichnen sind.

Die Zeichnung neuer Karten ist nicht erforderlich. Die angegebenen Kennzeichnungen lassen sich auf die Konturen der bestehenden Karten aufdrucken. Neu aufgenommen müßten nur noch die Flug- und Notlandeplätze werden. (»Vliegveld«, Nr. 9/1922.) **22/51—52. 10.**

Der Flughafen Souburg, der unter der Aufsicht des niederländischen Marineluftdienstes steht, hat die Bezeichnung »Flughafen Vlissingen« erhalten. (Notice to Airmen, Nr. 131 für 1922.) **22/51—52. 12.**

Die Luftleuchtfeuer in Scheveningen und Rotterdam und die erleuchteten Funkenmasten in Schiphol und Soesterberg sind künftig nur von Sonnenuntergang bis 1½ h nach Sonnenuntergang in Betrieb; außerhalb dieser Zeiten nur auf Bestellung. Bestellungen erfolgen durch F. T. auf Welle 900 an Flughafen Rotterdam, Rufzeichen RDM. (Notice to Airmen, Nr. 131 für 1922). **22/51—52. 12.**

Änderungen auf dem Flughafen Waalhaven (Rotterdam). An der Ostseite sowie am größten Teil der Süd- und Nordseite ist eine 2,20 m hohe Aufschüttung vorgenommen worden. Der obere Rand dieser Aufschüttung ist durch ausgelegte aneinanderstoßende weiße Planken kenntlich gemacht.

Die Ausstellungsgebäude der Icar sind abgebrochen worden mit Ausnahme der südlich der Flugschuppen errichteten Schuppen.

In der Mitte der Landefläche sind neun Bodenlichter angebracht, von denen acht auf einer Kreislinie von 80 m Durchmesser und das neunte im Mittelpunkt dieses Kreises liegt. Jeweils fünf dieser Bodenlichter werden je nach der Windrichtung so eingeschaltet, daß ihre Verbindungslinien die Form eines Landungs-T bilden.

Die Bodenlichter, ebenso wie die roten Hindernislichter auf Schornsteinen und anderen hohen Punkten werden nur auf Bestellung oder wenn ein Flugzeug erwartet wird, in Betrieb genommen. (Bericht aan Luchtvarenden Nr. 36/1922.) **28/1. 9.**

Lettland.

Lettische Luftfahrzeugabzeichen. Staatsangehörigkeitsabzeichen: B. Eintragungsabzeichen: alle Zusammensetzungen mit L als ersten Buchstaben. **28/1. 13.**

Luxemburg.

Luxemburgische Luftfahrzeugabzeichen. Staatsangehörigkeitsabzeichen: L. Eintragungsabzeichen: alle Zusammensetzungen mit U als erstem Buchstaben. **28/1. 14.**

Digitized by Google

Rumänien.

Der Flughafen von Bukarest (Baneasu) ist jetzt fertiggestellt. Es befinden sich hier drei Flugschuppen, von denen einer der Compagnie Franco-Roumaine gehört. Das rumänische Zivil-Luftfahrt-Departement beabsichtigt von diesem Flughafen aus vom März 1923 ab einen innerrumänischen Flugdienst zwischen Bukarest, Galatz und Zhiginau zu betreiben. **28/1. 11.**

Schweden.

Pressestimmen zur schwedischen Militärluftfahrt. Militärische Revisionen, die zurzeit in Schweden stattfinden, werden sich in diesen Tagen dem Flugwesen zuwenden. Aus diesem Anlaß weist die Presse darauf hin, daß man in Schweden die Bedeutung der Flugwaffe bisher nicht erkannt habe. Die Mittel, die für sie aufgewendet seien, waren durchaus unzureichend. Den verantwortlichen Stellen war es daher nicht möglich, im Flugwesen mit den technischen Errungenschaften der anderen Länder Schritt zu halten. Dem schwedischen Militärflugwesen müssen soviel Mittel zur Verfügung gestellt werden, wie erforderlich sind, um es auf die gleiche Höhe zu bringen wie in anderen Staaten.

Man darf nicht nur daran denken, wie man das Verteidigungswesen verkleinern kann; man müsse vielmehr im Auge behalten, daß die Welt ferner denn je von der Abrüstung ist, denn diese sei nur den besiegten Nationen auferlegt. (Svenska Dagbladet, 28. 11. 1922.) **22/51—52. 18.**

Die Bildung eines schwedischen Luftverkehrskonsortiums, dem u. a. auch der Präsident des schwedischen Aero-Clubs, der Chef der Küstenartillerie und der Chef des Militärluftdienstes angehören ist kürzlich erfolgt. Das Konsortium hat sich an das Post-Departement mit der Bitte gewandt, den geplanten Luftverkehrslinien die Luftpostbeförderung zu übertragen. Erwogen wird zunächst die Einrichtung eines Luftverkehrs zwischen Malmö und Hamburg, der später über Malmö nach Gothenburg ausgedehnt werden soll Es werden Luftfahrzeuge für 4 Fluggäste und 600 kg Nutzlast verwendet werden.

Es wird gehofft, daß bei Eröffnung der Gothenburger Ausstellung im Sommer 1923 bereits eine regelmäßige Luftverbindung Schwedens mit dem Kontinent und über Hamburg und Amsterdam mit England eingerichtet sein wird. **22/1. 12.**

Spanien.

Der Flugdienst Barcelona—Palma, der bisher von der Compañia Aerea Mallorquina betrieben wurde, wird künftig mit französischen Flugzeugen in Betriebsgemeinschaft mit Latécoère versehen werden. (Ephémérides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 14.**

Tschechoslowakei.

Der tschechoslowakische Haushaltungsvorschlag 1923 für die Luftfahrt sieht einen Kredit von 150 000 000 Kronen vor, d. h. 22 Mill. mehr als im Vorjahre. Hiervon entfallen 146 Mill. auf die Militärluftfahrt zur Vermehrung der Flugeinheiten und zur Schaffung von 15 festen und 10 Feldwetterwarten.

Eine tschechoslowakische Gesellschaft soll für den Luftverkehr mit Berlin, Wien und Preßburg subventioniert werden. (Ephémérides de l'Aéronautique, Dezember 1922.) **22/51—52. 15.**

Vereinigte Staaten.

Versuche mit Befeuerungseinrichtungen für Luftwege werden zurzeit von der amerikanischen Regierung und der Luftfahrthandelskammer im Hinblick auf den in Aussicht genommenen Nachtbetrieb auf der Strecke New York—San Franzisko vorgenommen. Zur automatischen Windrichtungsanzeigung während der Nacht dient ein schwenkbares T, dessen Grundstrich und Querbalken durch Reflektorlinsen bestrahlt werden. Als Lichtquelle dient der Aga-Gasakkumulator.

Als Richtfeuer dient gleichfalls eine Aga-Gaslichtquelle. Die Gaszufuhr wird automatisch je nach den Beleuchtungsverhältnissen in der Natur dadurch geregelt, daß ein schwarzer Körper, der von Prismen umgeben ist, durch auffallendes Tageslicht bestrahlt und erwärmt wird, sich dadurch mehr oder weniger ausdehnt oder zusammenzieht und durch diese Volumveränderung das Gasventil selbsttätig öffnet und schließt. (Aerial Age, November 1922.) **22/51—52. 16.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Steuerung eines Flugzeuges mit Düsenflügel (Flying a »Slotted Wing« Machine). — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 23, Nr. 21, 22. Nov. 1922, S. 399 (2 Sp., 3 Skizz.).

Zwei Arten von einspaltigen Düsenflügeln ausgeführt: a) der Vorderflügel wird gedreht und dadurch der Spalt geöffnet bzw. geschlossen, b) der Vorderflügel wird an den Hauptflügel ganz herangeklappt bzw. ganz nach vorn ausgestreckt. Erstere Art bei dem Handley Page-Torpedodoppeldecker ausgeführt. Flügeleinstellwinkel dabei 7°, Fahrgestell höher als üblich, um größeren Rollwinkel zu erzielen.

Vorteile des Düsenflügels kommen bei Abflug und Landung voll zur Geltung. Steile Stellung des Flugzeuges im Stand einprägen, da man sonst beim Landen nicht genügend aufzieht, um eine Schwanzlandung zu machen. Für den Spaltverschluß nur ein Auslösehebel vorgesehen. Beim Start Schlitze ganz öffnen. Bei der ersten Schlitzart (s. o.) tritt dann infolge der leichten Rückwanderung des Druckpunktes Kopflastigkeit ein, so daß das Flugzeug mit Hilfe der einstellbaren Höhenflosse neu ausgetrimmt werden muß. Abheben nach Gefühl. Steigwinkel viel größer als bei normalen Flugzeugen. Man kann daher auch auf sehr kleinen, umfriedeten Plätzen starten. Für volle Geschwindigkeit Schlitze schließen und neu austrimmen. Beim Landen Höhenflosse einstellen und Schlitze öffnen. Steiler als gewöhnlich gleiten, um die Vorteile des Düsenflügels voll auszunutzen. Normales Abfangen, aber mit vollem Aufziehen. Auch bei ganz angezogenem Höhensteuer tritt weder Durchsacken noch »Auf-den-Flügel-Gehen« nach Überziehen ein. Bei der zweiten Art von Düsenflügeln ist die Druckpunktwanderung geringer. W. **28/1. 15.**

Flugzeugberechnung. Einfluß von Schraubenstrahl, Rumpf und Bodennähe auf das Seitenruder (The Effect on Rudder Control of Slip Stream Body, and Ground Interference). — H. J. Hoot und D. L. Bacon, 110. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 110), Sept. 1922, S. 1/7 (7 S., 3 Zahltaf., 4 Skizz., 1 Lichtbild des Modelles, 4 Schaub.).

Vielfach wird über mangelhafte Seitensteuerung beim Landen und Rollen, insbesondere bei dickrumpfigen Verkehrsflugzeugen geklagt. Windkanalversuche an drei Flugzeugmodellen mit verschieden dickem Rumpf und umlaufender Luftschraube unter Berücksichtigung der Bodennähe zeigten den Bodeneinfluß als vernachlässigbar klein, mit dicken, gerundeten Rümpfen jedoch sehr mangelhafte Seitensteuerung bei geringen Geschwindigkeiten und im Rollen. Es ist wesentlich, daß der Schraubenstrahl in der Gegend des Schwanzleitwerks eine genügende Geschwindigkeit besitzt. Andernfalls muß infolge der »Schirmwirkung« des Rumpfes das Seitenleitwerk stark vergrößert werden oder, besser, zwei kleine Ruder seitlich des Rumpfes außerhalb der beeinflußten Gegend angeordnet werden. Die unsymmetrische Schraubenstrahlwirkung auf das Seitenleitwerk kann durch leichtes Schiefstellen der Kielflosse oder durch Verlegung eines Teiles der Kielflosse unter die Schraubenachse ausgeglichen werden (eingehende Wiedergabe der Windkanalmessungen). W. **22/51—52. 19.**

Digitized by Google

Flugzeugbeschreibung. Fokker W. 1-See-Eindecker. — Het Vliegveld, Bd. 6, Nr. 6, Juni 1922, S. 135 (1 Lichtb., o. nähere Ang.).

Tiefdecker mit verspannungslosem, freitragendem, dickem Flügel und zwei Schwimmern. Leichte V-Stellung im Flügel. Querruder mit überstehenden Ausgleichsteilen. Rumpf mit Rechteckquerschnitt. Bugkühler. Schwimmer mit breiter Bugschneide und kleinem aufgesetzten Kiel, sind gestuft und durch eine Strebe miteinander sowie durch anscheinend 20 Streben mit Flügel und Rumpf verbunden. Keine Hilfsschwimmer. Vermutlich 400 PS-Liberty-Motor. Spannweite rd. 20 m; größte Flügeldicke am Rumpf 90 cm. Tragflügelgewicht rd. 1100 kg. W. **22/51—52. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Geändertes De Havilland 4-Postflugzeug (D. H. 299) der amerikanischen Postverwaltung. — L'Air, Nr. 73, 20. Nov. 1922, S. 28 (¾ Sp., und Abb.).

Versuche der amerikanischen Postverwaltung an D. H. 4-Doppeldeckern ergaben bei vergrößertem Rumpf und auf 363 kg erhöhter Nutzlast bessere und dem umgeänderten D. H. 4-Kriegsflugzeug gleichwertige Leistungen, wenn die ursprünglich mit dem R. A. F. 15-Flügelschnitt ausgeführten Flügel durch solche der Aeromarine-Flugzeugwerke mit A. 2-Flügelschnitt ersetzt werden. Neue Bauart mit D. H. 299 bezeichnet, hat 58,6 kg/m² und ist nur 6,4 km/h langsamer als der umgeänderte D. H. 4 bei gleichen Flugeigenschaften und nur wenig verringerter Steigleistung (ausführlicher Leistungsvergleich). W. **23/1. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Schneider-Viermotoren-Metalldoppeldecker »Henry-Paul«. — André Lesage, L'Air, Nr. 73, 20. Nov. 1922, S. 23/24 (2½ Sp., 3 Skizz. m. Maßang.).

Nachbau des Staak R. VI-Doppeldeckers, jedoch in Leichtmetallausführung und mit stark pfeilförmig gestellten Flügelaußenteilen. Ein Flugzeug wird gegenwärtig erprobt, ein zweites ist im Bau. W. **22/1. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Wibault-Metall-Jagdeindecker für große Höhen. — André Lesage, L'Air, Nr. 73, 20. Nov. 1922, S. 24/25 (2 Sp., 3 Skizz.).

Hochdecker mit halbfreitragendem Flügel, der auf jeder Seite außer den Baldachinstreben über dem Rumpf durch zwei parallele Streben, in deren Ebene eine Kreuzverspannung liegt, gegen die Rumpfunterkante an den Ansatzpunkten des Fahrgestells abgestützt ist. Flügel von gleichbleibender Tiefe mit abgeschrägten Außenkanten, schmalen und nicht entlasteten Querrudern sowie einem normalen, mitteldicken und auf der Unterseite fast geraden Flügelschnitt, der nach den Flügelenden stark an Dicke abnimmt. Flügel in der Mitte am Strebenbock geteilt. Flügelaufbau entspricht dem des Wibault 2 Bn. 2-Bombendoppeldeckers. Flügel können 19fache normale Last aushalten. Querruder durch Stangensteuerung betätigt. Höhenflosse in Dreieckform, auf der Unterseite ausgewölbt, gegen Kielflosse und Rumpfunterkante abgestützt. Höhenruder schmal und geteilt. Kleine Kielflosse. Ruder nicht entlastet. Rumpf von rechteckigem, oben ausgerundetem Querschnitt besitzt vier Duraluminrohrholme mit Streben aus Stahl bzw. Duralumin, sie durch geschmiedete Verbindungsstücke miteinander verbunden sind. Leitwerk vollständig aus Duraluminprofilen. Normales Fahrgestell mit Kreuzverspannung und Stahlrohrstreben; Achse und Federung in einem Fahrgestellflügel vollständig verkleidet. Sehr leicht auswechselbare Gummifederung. Führer hat den mit einem Sichtausschnitt versehenen Flügel in Augenhöhe vor sich, Motor und Kreiselvorverdichter vollständig eingebaut. Der Verdichter ist unmittelbar hinter dem Motor angeordnet. Zwei Lamblin-Kühler seitlich am Rumpf; ein dritter halbkreisförmiger Kühler (für den Verdichter) unter dem Rumpf vor dem Fahrgestell. Brennstoffzuführung durch Pumpe über einen Falltank; die brandgeschützten Tanks fassen 300 l und reichen für 3 h Vollgasflug aus. Zweiflüglige Luftschraube. Jagdeinsitzer für große Höhen mit zwei starren, auf dem Rumpf aufgebauten M.G. (Flugzeug offenbar noch im Bau.)

Motor Hispano-Suiza mit Rateau-Kreiselvorverdichter	300	PS
Spannweite	11,60	m
Flügeltiefe (gleichbleibend)	2,28	m
Ganze Länge	8,10	m
Höhe	3,05	m
Tragfläche	26,5	m²
Leergewicht	994	kg
Betriebsstoffe	216	kg
Zuladung (ohne Betriebsstoffe)	210	kg
Fluggewicht	1,42	t
Flächenbelastung	53,6	kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	4,73	kg/PS
Geschätzte Flugleistungen:		
Höchstgeschwindigkeit in 2,0 km Höhe	245	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 5,0 km Höhe	280	km/h
Gipfelhöhe	10,5	km
Flugbereich in 5,0 km Höhe	750—800	km

W. **23/1. 18.**

Flugzeugteile. Metallbekleidung der Flügel nach Besson (L'Aile métallique Marcel Besson). — L'Air, Nr. 71, 20. Okt. 1922, S. 22 (2 Sp., 5 Skizz.).

Metallflügel, dessen Rippengurte als Rinnen ausgebildet sind. In diese Rinnen werden die ebenfalls rinnenförmig gebördelten Hautblechkanten der anstoßenden Bleche übereinander eingelegt und durch 1 mm Stahldraht, der in die Rinnen des obersten Hautbleches über der Rippenstegbördelung faßt, so eingelegt und gespannt, daß die Bleche auf der Rippe festgehalten sind. Übergelegte Blechstreifen verhindern das Lösen der Bleche beim Reißen der Haltedrähte. Diese Metallbekleidung eignet sich auch für Rümpfe und sonstige gewölbte Körper. W. **22/51—52. 21.**

Literatur. Neue Berichte des englischen Luftfahrtbeirates (Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics). — Flight, Bd. 14, Nr. 42, 19. Okt. 1922, S. 618 (14 Zl., o. Abb.).

Nr. 541. Stabilitäts- und Widerstandsuntersuchungen an einem Modell des Vickers-Starrluftschiffes R. 80 (Stability and Resistance Experiments on a Model of Vickers Rigid Airship R. 80 von J. R. Pannell, R. Jones und G. N. Pell. Aug. 1918.

Nr. 790. (Ae 47). Kräftebestimmung in ausgesteiften Fachwerken: II. Einfluß der Abscherung auf Fachwerke mit gleichbleibendem Rechteckquerschnitt (On the Determination of the Stresses in Braced Frameworks; Part II, The Effect of Shear upon a Framework of Uniform Rectangular Cross-Section) von R. V. Southwell. Febr. 1922.

Nr. 791. (Ae 48). Kräftebestimmung in ausgesteiften Fachwerken: III. Einfluß von Achsialbelastung, Verdrehung, Biegung und Abscherung auf ein ausgesteiftes Rohr von gleichbleibendem Querschnitt (On the Determination of the Stresses in Braced Frameworks; Part III, The Effect of Axial Loading, Torsion, Flexure and Shear upon a Braced Tube of any Uniform Cross-Section) von R. V. Southwell. April 1922. W. **23/1. 19**

Luftschiffe. Vergrößerung der Luftschiffe. — August v. Parseval, Schiffbau, 14. Jahrgang, Nr. 1/2, 4./11. Okt. 1922, S. 5/7 (4½ Sp., 1 Zahlt., 1 Schaub.). Ez. **22/51—52. 28.**

Luftschiffe. Selbstentzündung ausströmenden Wasserstoffes. — Ph. Pothmann, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 66, Nr. 39, 30. Sept. 1922, S. 938/939 (3 Sp., 4 Skizz., 1 Schaub.). Wr. **23/1. 20.**

Digitized by Google

Luftschrauben. Wirkungsweise von hintereinander angeordneten Luftschrauben bei Luftschiffen. — H. Borck, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 22, Nr. 10, Okt. 1922, S. 321/323 (3 Sp., 2 Skizz.). Wr. **28/1. 21.**

Meßgeräte. Rauchschreiber in der Flugtechnik. — Flight, Bd. 14, Nr. 33, 17. Aug. 1922, S. 475 (2 Sp., o. Abb.).

J. C. Savage hat einen Rauchschreiber ausgebildet, der zur Rauchschriftreklame in England gebraucht wird. Einzelheiten über das Geräte dürfen nicht bekannt gegeben werden. Es handelt sich um die Entwicklung eines sichtbaren Gases auf chemischem Wege, das sich klar in der Luft abhebt und auch bei Wind möglichst lange bestehen bleibt. Der Rauchstrahl tritt aus dem hinteren Ende des Rumpfes heraus; es werden damit durch geeignete Führung ganze Worte in die Luft geschrieben. Die ganze Einrichtung ist brandsicher; sie hat nicht nur Reklamewert, sondern kann auch wertvolle Ergebnisse in der Strömungslehre vermitteln. Bei den bisherigen Schreibübungen bereits regelmäßige Unstetigkeit in den Rauchzügen beobachtet, die z. B. bei dem Buchstaben »O« von den Randwirbeln der Flügelenden herrühren dürften.

Savage hat bereits während des Krieges mit einem Rauchstrahlgerät Flugbahnen, z. B. beim Überschlag, Rollen und Trudeln gekennzeichnet und durch kleine Rauchdüsen am Flugzeug die Luftströmung am Flügel sichtbar gemacht. Das neue Gerät ist daher für die Forschung von der größten Bedeutung; es könnte schwierige aerodynamische Probleme, wie Abwind, Schraubenstrahleneinfluß, Wirbelung hinter Widerstandskörpern, Kurvenflug, Quersteuerung bei großen Anstellwinkeln usw. mit Hilfe des Lichtbildwesens beinahe mühelos und ohne große Kosten klären lassen! W. **28/1. 22.**

Motorbau. Umlaufende Massen als Schwingungserreger. — F. Lehr, Maschinenbau, Bd. 1, Nr. 10, 26. Aug. 1922, S. 629/634 (10 Sp., 4 Skizz.). Wr. **28/1. 23.**

Motorbeschreibung. 450 PS-Lorraine-Zwölfzylinder-W-Motor. — André Lesage, L'Air, Nr. 74, 5. Dez. 1922, S. 23/25 (6 Sp., 1 Skizz., 5 Lichtb.).

Bauart Barbarou. Zwölf Zylinder in drei Reihen zu je vier angeordnet, wassergekühlt (ähnelt in seinem Aufbau in vielem dem Napier-»Lion«. Jede Zylinderreihe bildet einen Block, die mittlere Reihe steht senkrecht. Stahlzylinder mit eingesetzten, eingeschraubten und geschweißten Ventilsitzen. Ein Einlaß- und ein Auslaßventil je Zylinder. Über jeder Zylinderreihe eine Nockenwelle in besonderem Steuergehäuse. Ventile durch Schwinghebel betätigt. Je zwei Zylinder von einem gemeinsamen Wassermantel aus geschweißtem Stahlblech umgeben. Jeder Zylinder mit vier Öffnungen für Zündkerzen und Gasgemisch zum Anlassen. Kolben aus Aluminium-Kupferlegierung. Von den Schubstangen sind immer an einer Hubschubstange (für den Zylinder der mittleren Reihe) zwei Nebenschubstangen angelenkt; Schubstangenschaft mit kreisförmigem Querschnitt. Schubstangenköpfe für die Aufnahme der Drücke besonders günstig ausgebildet. Kurbelwelle aus Chromnickelstahl, mit vier Kröpfungen von 180°, gebohrt. Zweiteiliges Aluminiumgehäuse. Oberteil dient zur Lagerung des Motors; Unterteil birgt Ölpumpe mit Antriebswelle und Druckregler sowie die Wasserpumpe. Kurbelwelle im Gehäuseoberteil dreimal in Gleitlagern und einmal in einem Druckkugellager gelagert; Motor für den Antrieb von Druck- und Zugschrauben geeignet. Gehäuse an der Schraubenseite durch leicht abnehmbare Magnetkonsole vereinigt. Gehäuseunterteil nicht als Ölbehälter ausgebildet; besonderer getrennter Ölbehälter. Lorraine-Ölpumpe preßt das Öl in einen Druckbehälter, von wo es durch Druckregler in die Leitungen gelangt. Zündung durch zwei Magnete ohne Verteiler; letztere an der Nockenwelle angeordnet. Doppelzündung. Wasserumlauf durch Kreiselpumpe am Hinterende des Motors. Ein Doppelvergaser mit gemeinsamem Schwimmer und ein einfacher Vergaser. Zenith-Vergaser. Sorgfältig durchgebildete Ansaugleitungen. Vergaser mit Höhengasregelung. Azetylenanlasser von Viet und Schneebeli (Bauart Dumanois). Besondere Rohrleitungen für das Anlaßgasgemisch. Motor wird in verschiedene neue Militärflugzeuge eingebaut.

Zylinderzahl (3×4 in W-Bauart) . .	12	
Zylinderwinkel	60°	
Zylinderbohrung	120	mm
Kolbenhub	180	mm
Verdichtungsverhältnis	1:5	
Leistung bei 1800 Umdr./min, 760 mm Q. S. und 15° C.	450	PS
Leistungsbereich (normal) . .	1400–1800	Umdr./min
Gewicht (betriebsfertig)	365	kg
Einheitsgewicht	0,81	kg/PS
Einheitsverbrauch	240	g/PSh
Unterdruck in der Saugleitung bei 1800 Umdr./min	310	mm W. S.
Öltemperatur am Kreislaufende . . .	60° C.	
Öldruck	2,5	kg/cm².

W. **28/1. 26.**

Motorbeschreibung. 750 PS-Fiat A 14-Zwölfzylinder-Flugmotor für den Fiat-Renndoppeldecker von Brackpapa für das Coupe-Henry-Deutsch-Rennen 1922. — André Lesage, L'Air, Nr. 70, 5. Okt. 1922, S. 17/18 (1 Sp., o. Abb.).

Während das Flugzeug gegen das Vorjahr nur wenig verändert, ist der Motor durchgreifend verbessert worden und hat eine Geschwindigkeit von 289,5 km/h über 100 km (Flugzeit 20 min 43 s) erreichen lassen. Zur Kühlung dienen zwei tiefe, rechteckige Stirnkühler in der Hinterkante des Unterflügels. Zündung durch vier Magnete mit je 12 Kerzen. Vier Kerzen je Zylinder. Vier Ventile je Zylinder. Vier Vergaser. Druckölschmierung. Zylinderanordnung. Zwölf Zylinder in V-Form.

Zylinderwinkel	60°	
Bohrung	170	mm
Hub	210	mm
Normale Drehzahl	1650	Umdr./min
Höchstdrehzahl	1700	Umdr./min
Mittlere Leistung bei normaler Drehzahl	685	PS
Gewährleistete Leistung bei 1650 Umdr./min	625	PS
Höchstleistung bei 1700 Umdr./min .	750	PS
Verdichtungsverhältnis	1:4,5	
Mittlerer Druck	6,7	kg/cm²
Leergewicht	730	kg
Gewicht mit Kühlwasser	760	kg
Gewicht mit Kühlwasser und Kühler	845	kg
Einheitsgewicht des leeren Motors (750 PS)	0,97	kg/PS
Einheitsgewicht mit Kühler und Wasser (750 PS)	1,13	kg/PS
Gewährleisteter Brennstoffverbrauch .	235	g/PSh
Mittlerer Brennstoffverbrauch . . .	220	g/PSh
Gewährleisteter Ölverbrauch	30	g/PSh
Mittlerer Ölverbrauch	20	g/PSh.

W. **28/1. 27.**

Segelflug. Lehren des Rhön-Segelfluges 1922. — K. Wegener, Illustrierte Flugwoche, Bd. 4, Nr. 19, 13. Sept. 1922, S. 238/241 (6 Sp., 1 Zahlentaf., o. Abb.). Wr. **28/1. 28.**

Digitized by Google

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 22844.

1. Der **nächste Sprechabend der WGL** findet am 9. Februar 1923, abends 7 Uhr, im großen Saal des Flugverbandhauses in Berlin statt. Herr Dr.-Ing. **Schaffran,** Vorsteher der Schiffbau-Abteilung der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, spricht über **»Systematische Luftpropellerversuche«** mit Lichtbildern.

2. Der Vorstanddsrat der WGL hat in seiner Sitzung am 15. Dezember 1922 beschlossen, den **Mitgliedern ein Rundschreiben** zugehen zu lassen, in dem an Hand einer kleinen Denkschrift die Tätigkeit der WGL klargelegt wird.

Da außerdem die **Beiträge für das laufende Jahr** erst in der nächsten Ordentlichen Mitgliederversammlung festgesetzt werden können, so hat der Vorstandsrat den Vorstand ermächtigt, von den Mitgliedern **für das erste Vierteljahr 1923 folgende Zahlungen** zu erbitten:

a) für ordentliche Mitglieder:
alter Beitrag M. 300 + Vorschuß M. 700 = . M. 1000

b) für ordentliche Mitglieder, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben (auf besonderen Antrag an den Vorstand der Gesellschaft unter Klarlegung der Gründe):
alter Beitrag M. 100 + Vorschuß M. 400 = . . . » 500

c) für außerordentliche Mitglieder:
alter Beitrag M. 2000 + Vorschuß M. 5000 = . . » 7000

d) für außerordentliche Mitglieder (auf besonderen Antrag an den Vorstand der Gesellschaft unter Klarlegung der Gründe):
alter Beitrag M. 500 + Vorschuß M. 1500 = . . . » 2000

Es würde dankbarst begrüßt werden, wenn von den **Mitgliedern, die in der Lage sind, einen höheren Vorschuß** zu zahlen, dieser bereits jetzt gegeben würde. Ebenso wäre es sehr erfreulich, wenn von den außerordentlichen Mitgliedern **(Industrie)** ebenfalls **größere Beträge** eingingen.

Wir bitten daher unsere Mitglieder, soweit dies noch nicht erfolgt ist, **den Beitrag umgehend** auf unser Postscheckkonto, Berlin Nr. 22844, zu überweisen.

3. Die Mitglieder unserer Gesellschaft **erhalten beim Bezug** durch unsere Geschäftsstelle das im Verlag Richard Karl Schmidt & Co. erschienene **»Handbuch für Flugzeugkunde«** mit 15 vH Rabatt.

Der **Grundpreis** der einzelnen Bände ist:

»Aerodynamik« von Fuchs & Hopf	M. 25
»Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren« von Dechamps und Kutzbach	» 15
»Kühlung und Kühler für Flugmotoren« von Pülz	» 7
»Flugzeuginstrumente« von Bennewitz	» 15
»Funkentelegraphie für Flugzeuge« von Niemann	» 20

Die zurzeit bestehende **Teuerungszahl beträgt 700.**

4. Infolge der erst jetzt wieder **enorm gesteigerten Portokosten** teilen wir nochmals mit, daß in Zukunft auf Anfragen nur eine Antwort erfolgen kann, wenn auch das **Rückporto** beigefügt ist.

5. **Adressenänderungen:**

Dir. Kober, Friedrichshafen a. B., Werastr. 15.
Ing. Hans Herrmann, München-Ramersdorf, Udet-Flugzeugbau.
Ing. Fritz Kuhnen, Dessau, Heidestr. 89/II.
Prof. Dr. Trefftz, Dresden, Nürnbergerstr. 31/I.
Oblt. Bolle, Berlin W 10, Viktoriastr. 2.
Dipl.-Ing. Schrenk, Sindelfingen (Wttbg.), Daimlerwerke.
Dr. Karl Fromm, Kiel, Reventlouallee 5.
Ing. Wenke, Alten b. Dessau, Gasthof Frau Lange.
Oblt. v. Dewitz, Berlin W 10, Bendlerstr. 18.
Dr. Heimann, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 51.
Dir. Knöfel, Freiburg i. Breisgau, Ludwigstr. 33.

6. Von den ordentlichen zu den lebenslänglichen **Mitgliedern** traten über:

Konrad Frhr. v. Bassus, München.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

3. u. 4. Heft | **München, 26. Februar 1923** | **14. Jahrgang**

Sonderheft: „Meßgeräte der Luftfahrt"

Auskünfte und Prospekte durch die Werft Seemoos bei Friedrichshafen a. B. und die Aero Union A. G., Berlin NW. VII, Sommerstraße 4

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres und vorbehaltlich etwaiger, durch das Fortschreiten der Teuerung bedingter Nachforderungen zum Preise von M. 420 — vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- u. Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). ***Es wird gebeten, nur banktähige Zahlungsmittel zu überweisen.***

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 90.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 60.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand, die Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen. Von Heinrich Koppe. S. 17.

Meßgeräte und Mechanik. Von E. Everling. S. 26.

Deutsche Literatur über Luftfahrt-Instrumente. S. 30. — **Bücherbesprechung.** S. 34.

Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF). S. 35.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 40.

Diplom-Ingenieur
als
Direktions-Assistent
gesucht
für süddeutsches Unternehmen von Weltruf.

Hochschulbildung, kaufmännische Begabung und mehrjährige Praxis im Büro und Betrieb nötig. Erfahrungen in Massenfertigung erwünscht, ebenso Sprachkenntnisse. Die Stellung bietet erstklassigem Ingenieur Gelegenheit zu raschem Vorwärtskommen. Angebote mit Bild erbeten unter **S. C. 5290** an **Rudolf Mosse, Stuttgart.** (5)

Zeitschrift f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jg. 1911—21, a. einz., kauft z. g. Pr. **Koehler & Volckmar A.-G. & Co.** Abt. Ausland B, Leipzig (6)

Technikum Hainichen i. Sa. Masch.- Elektro-Ing., T., Werkm. Lehrfabr. Prog. fr.

Vollständige Jahrgänge der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt kaufen wir jederzeit zurück

R. Oldenbourg, München und Berlin.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

3. u. 4. Heft 26. Februar 1923 14. Jahrgang

Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen.

Von Heinrich Koppe.

89. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Adlershof.

Die genaue Kenntnis der Eigengeschwindigkeit eines Fahrzeuges ist nicht nur für den Konstrukteur, sondern auch für den praktischen Verkehr von hoher Wichtigkeit. Bei Landfahrzeugen (Bewegung in einer Dimension) begegnen dahin zielende Messungen keinerlei Schwierigkeiten, während im bewegten Wasser die Verhältnisse durch dessen eigene Strömung (Bewegung in zwei Dimensionen) schon verwickelter werden; beim Tauchboot (Bewegung in drei Dimensionen) ist das Meßverfahren nahezu ebenso umständlich und mit Unsicherheiten behaftet, wie dies bei Luftfahrzeugen wegen ihrer großen Geschwindigkeit in besonders hohem Maße der Fall ist. Die Luft ist ein so bewegliches und in ihrem physikalischen Zustande rasch veränderliches Medium, daß man schon bei einer einzelnen Geschwindigkeitsmessung, die sich ja über Raum und Zeit erstreckt, kaum mit einheitlichen Verhältnissen rechnen darf; man muß sich mit Annäherungen, etwa dem Mittel begnügen. In hohem Maße erheben sich Bedenken gegen einen kritiklosen Vergleich verschiedenartiger Geschwindigkeitsbestimmungen; neuere Rekordmessung wie auch ältere Geschwindigkeitsangaben werden vielfach zu Recht angezweifelt; es erscheint daher angebracht, die verschiedenen Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen zusammenzustellen und kritisch zu beleuchten.

Mit dem Ausdruck »Geschwindigkeitsleistung eines Fahrzeuges« bezeichnen wir schlechthin die gleichförmige, geradlinige Bewegung dem umgebenden als ruhend angenommenen Medium gegenüber. Auch nur diese ist dem Konstrukteur und dem Verkehrstechniker wichtig und wissenswert. Am einfachsten war es demnach, die in der Schiffahrt bewährten Verfahren in entsprechender Abänderung auf die Luftfahrt zu übertragen; die Meteorologie konnte dazu bereits erprobte Meßgeräte zur Verfügung stellen. So sind Schalenkreuze, Stau- und Saugdruckmesser, Hitzdrahtinstrumente u. dgl. in die Luftfahrt übernommen und haben sich gut bewährt. Die genannten Geräte ermitteln die Geschwindigkeit der umströmenden Luft bzw. die Eigengeschwindigkeit des Luftfahrzeuges gegenüber den als einheitlich und ruhend angenommenen Luftmassen; sie setzen also voraus, daß die Luft in ihrem physikalischen Zustande genau ermittelt, während der Messung unverändert und in sich strömungslos und wirbelfrei ist. Dieser ideale Fall kommt in der Natur aber wohl kaum vor.

Der Zustand der Luft, den man als spezifisches Gewicht, Dichte oder Volumen charakterisieren mag, ist zwar im allgemeinen mit hinreichender Genauigkeit für einzelne Meßwerte zu ermitteln und in Rechnung zu setzen; schwieriger wird die Berücksichtigung der raschen Veränderungen; sehr verwickelt ist aber der Einfluß der Strömungen und Wirbel, die durch den Körper des Luftfahrzeuges und seine Vortriebsmittel, auch durch das Meßgerät und seine Befestigung selbst in der Luft erzeugt werden; von den vertikalen Bewegungen der ganzen Luftmassen, die die horizontale Bewegung auch beeinflussen, ganz abgesehen.

Man müßte also für jedes Luftfahrzeug und einen an bestimmter, unveränderlicher Stelle an diesem angebrachten Geschwindigkeitsmesser die durch die erwähnten Gründe hervorgerufenen Fälschungen ermitteln, um sie später als »Berichtigung« in Rechnung setzen zu können. Mit anderen Worten: jeder Geschwindigkeitsmesser wird am fliegenden Luftfahrzeuge geeicht. Dieses Verfahren wird seit einiger Zeit sowohl in Frankreich[1] [2], als auch in England[3–6] und Amerika[7] mit Erfolg angewandt.

Die DVL besaß während des Krieges in ihrer Dümdener Versuchsbahn[8] eine Anlage, die in vorzüglicher Weise geeignet gewesen wäre, solche Eichungen vorzunehmen. Die Versuchsbedingungen sind kaum auf andere Weise so einfach und eindeutig zu gestalten. Das ganze Flugzeug wird auf einem besonderen »Schnellwagen« aufgebaut und auf gerader Strecke mit Fluggeschwindigkeit durch die Luft »gefahren«. Der Zustand der Luft und ihre Bewegung — naturgemäß wird man die Versuche nur bei geeigneter Wetterlage (Windstille) ausführen — wie auch die Geschwindigkeit des Fahrzeuges sind bei diesem Verfahren mit großer Genauigkeit zu ermitteln; wesentlich ist, daß die Bewegung eine nahezu gleichförmige ist, während beim Eichfluge Beschleunigungen durch atmosphärische Einflüsse und Ruderbewegungen unvermeidlich sind und die grundlegende »Absolutmessung« mit Unsicherheiten behaften.

Leider hat die Versuchsanlage in Dümde unter dem Druck der Verhältnisse abgebaut werden müssen; nur der Schnellwagen ist erhalten; er steht in Adlershof und träumt von einem neuen Emporblühen deutscher Fliegerei und ihrer Meßtechnik.

Es mag an dieser Stelle der Vollständigkeit halber erwähnt werden, daß es auch möglich ist, die Geschwindigkeit eines Fahrzeuges durch Integration der Einzelbeschleunigungen zu ermitteln. In Amerika hat man sich vor allem mit der instrumentellen Lösung der Aufgabe beschäftigt; die sehr erheblichen Schwierigkeiten sind aber bisher noch nicht befriedigend gelöst worden (vgl. Zit. 7).

Da, wie erwähnt, die meisten Verfahren, die Geschwindigkeit eines Luftfahrzeuges gegenüber der Luft unmittelbar zu messen, nicht voll befriedigten, ist man zumeist auf den Umweg der Geschwindigkeitsbestimmung über Grund gedrängt worden. Ob dieser Weg tatsächlich besser und näher zum Ziele führen wird, kann nicht von vornherein entschieden werden, da ja nur ein Teil der erwähnten Schwierigkeiten umgangen wird, ein anderer aber, nämlich die schwer erfaßbaren atmosphärischen Einflüsse selbst, auf keine Weise vermeidbar erscheinen.

Die gestellte Aufgabe zerfällt daher in zwei Hauptteile: die Bestimmung der Geschwindigkeit des Luftfahrzeuges über Grund und die Ermittlung der Versetzung des Luftfahrzeuges durch den Wind. Der erste Teil wird durch sehr mannigfache Verfahren, der zweite mehr auf allgemeine Weise gelöst; er soll daher zuerst besprochen werden.

Die Versetzung der Luftmassen, in denen das Luftfahrzeug sich bewegt, ist nach Richtung und Geschwindigkeit zu bestimmen.

Sind in der Flughöhe Wolken von charakteristischen, wenig veränderlichen Formen vorhanden, so liegt der Fall sehr einfach. Die Aufgabe ist auf ihren ersten Hauptteil zurückgeführt und mit dessen Verfahren zu lösen. Nun eignen sich aus aerologischen Gründen aber gerade Luftschichten mit einzelnen Wolken oder ganzen Wolkendecken, die sich bilden oder auflösen, wegen ihrer vertikalen Bewegungen recht wenig zur Ausführung von Geschwindigkeitsmessungen.

Es ist indessen möglich, künstliche Wolken durch Rauchentwicklung oder ähnliche Verfahren (z. B. fein verteilter Ruß) zu erzeugen und deren Bewegung über Grund zu bestimmen. Während eines Meßfluges kann eine derartige Nachprüfung beliebig oft erfolgen, gibt daher ein recht gutes Bild der Luftversetzung (vgl. Zit. 4 bis 6). Die Beeinflussung derartiger künstlicher Wolken durch den Luftschraubenstrahl und durch die vom Luftfahrzeug selbst erzeugten Wirbel

[1]) G. Harlaut, Les Essais en vol; La Technique Aéronautiqu, 15. August und 15. September 1922.

[2]) Vgl. auch A. R. Weyl, Flugzeugprüfung in der französ. Luftfahrtabtlg. Z. V. D. I. 1922, Nr. 50, S. 119.

[3]) Tizard, Methods of Measuring Aircraft Performances, Aeronautics 1917, S. 203; Flight 1917, S. 232, 253, 279.

[4]) A Method of Measuring the Speed of an Aeroplane at a Hight, Adv. Committee f. Aeronautics, Reports and Memoranda, Nr. 266.

[5]) Vgl. auch Everling, Die Messung von Flugleistungen in England, ZFM 1917, S. 154 ff., 163 ff., 182 ff.

[6]) Derselbe, Die Messung der Steigfähigkeit und Geschwindigkeit der Flugzeuge. Flugsport 1918, Nr. 1, S. 8.

[7]) Aircraft Speed Instruments, National Advisory Committee for Aeronautics, Report Nr. 127.

[8]) F. Bendemann, Die Flugzeugprüfbahn der DVL, ZFM 1920, S. 245 ff. und 261 ff.

Digitized by Google

ist, wenn das Ausstoßen an geeigneter Stelle erfolgt, offenbar sehr gering, da es in England gelungen ist, ganze Worte gut lesbar »an den Himmel zu schreiben«[1]). Ein vortreffliches Verfahren zu weiteren aerologischen und flugtechnischen Untersuchungen! — Die aerologische Windmessung durch Pilotballone und Drachen ist für unsere Zwecke nicht sonderlich geeignet; die Ballone konstanten Gasgewichts (Gummiballone) durcheilen die zu messende Luftschicht zu schnell; Ballone konstanten Gasvolumens (Papierballone) so abzuwiegen, daß sie gerade in der betreffenden Schicht schwimmen, scheint sehr unsicher. Drachenaufstiege sind endlich recht umständlich; außerdem stellt man einen Drachen nicht gern in die Nähe des Flugplatzes.

So bleibt noch die Möglichkeit, am Luftfahrzeuge selbst die Luftversetzung zu messen; das ist ausführbar, wenn der geflogene Kurs z. B. die Form eines geradlinigen geschlossenen Vielecks hat. Fügt man die in verschiedenen Richtungen, aber gleicher Höhe ermittelten Geschwindigkeiten des Luftfahrzeuges über Grund in Form von Vektoren in einem Punkte aneinander, so müssen alle ihre Endpunkte auf einem Kreise liegen, dessen Radius gleich der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der Luft ist, während die Verbindungslinie des Kreismittelpunktes mit dem Ausgangspunkte der Vektoren die Windgeschwindigkeit nach Größe und Richtung angibt. Im allgemeinen wird man sich mit Geschwindigkeitsbestimmungen in drei verschiedenen Richtungen begnügen (Dreiecks- oder Sternflug) und den Kreis eindeutig durch drei Punkte legen; jede weitere Bestimmung gibt aber die Möglichkeit, die Genauigkeit der einzelnen Meßergebnisse miteinander zu vergleichen und gegeneinander abzuwägen.

Der Vorschlag Wegeners[2]), das arithmetische Mittel aus den bei einem Kurvenflug gemessenen höchsten und niedrigsten Geschwindigkeiten über Grund zu nehmen, setzt sehr viele Einzelmessungen voraus und ist überdies mit Unsicherheiten behaftet, so daß das Verfahren nur für überschlägliche Ermittlung der Windgeschwindigkeit in Frage kommt.

Einfacher und sicherer wird man zwei Flüge genau mit und gegen den Wind (dessen Richtung bekannt sein muß) geradlinig ausführen. Es soll weiter erwähnt werden, daß man bei einfachem Hin- und Rückfluge die Windversetzung auch bei Seitenwind z. B. graphisch ermitteln kann, wenn nur die Windrichtung in Flughöhe bekannt ist. Die beim Hin- und Herfluge gemessenen Geschwindigkeiten werden von einem Punkte aus auf einer Geraden aufgetragen, dann wird über der Differenzstrecke ein gleichschenkliges Dreieck mit einem Basiswinkel gleich dem Winkel zwischen Windrichtung und Meßstrecke errichtet. Die Verbindungslinie der Dreiecksspitze mit dem Anfangspunkte der Geraden ergibt dann maßstäblich die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges.

Endlich besteht die Möglichkeit, die Windversetzung vom Luftfahrzeuge aus durch Messung des »Vorhalte-Winkels« zu bestimmen und die scheinbare seitliche Geländeverschiebung an bekannten Geländemarken abzustoppen. Dazu eignen sich Kompasse mit durchsichtigem Boden, wie sie ursprünglich für Freiballone, später auch für Flugzeuge und Luftschiffe verwendet wurden, Zielfernrohre oder besondere »Abdrängungsmesser«. Die Genauigkeit dieser Verfahren, die später eingehender besprochen werden, ist nur eine geringe.

Wo es sich darum handelt, Meßergebnisse der Windversetzung zu erzielen, deren Genauigkeit der Feinheit der ganzen übrigen Messung angepaßt ist, wird man künstliche Wolken anwenden oder einen Dreiecksflug vorschreiben. Beide Verfahren können auch gleichzeitig angewendet werden.

Bei der praktischen Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen ist zu beachten, daß die zugrunde gelegte Bewegung mit größtmöglichster Annäherung gleichförmig, geradlinig und wagerecht ist. Vollkommen lassen sich diese Forderungen wohl nie erfüllen, da die Luft stets mehr oder weniger böig ist und auch mit anderen unvermeidbaren kleinen Zufälligkeiten gerechnet werden muß. Der hierin begründete Fehler wird daher die ganze Messung stets mit einem gewissen Betrage fälschen; durch strenge Beachtung allgemeiner Vorschriften sollte er aber möglichst klein gehalten werden.

[1]) Sky-writing, Flight Bd. 14, Nr. 33, S. 475; s. a. NfL 23/1. 22.
[2]) K. Wegener, Über Flugleistungsbestimmung, ZFM 22, S. 135.

Gleichförmige Bewegung des Luftfahrzeuges setzt voraus, daß die Beschleunigungsstrecke bis zur Erreichung des Beharrungszustandes genügend groß gewählt wird, d. h. langer Anflug in gleicher Höhe mit gleicher Motor- bzw. Schraubenleistung (die zweckmäßig durch einen Drehzahlschreiber nachgeprüft wird).

Der geradlinige Flug ist am leichtesten in niederer Höhe über geraden Strecken im Gelände (Landstraßen, Bahnlinien, Kanäle usw.) auszuführen und, wenn der Wind genau in oder entgegengesetzt der Flugrichtung weht. Das Fehlen von Anhaltslinien, kräftiger Seitenwind, auch größere Höhe erschweren die Aufgabe beträchtlich. In diesem Falle wird man sich mit Vorteil einfacher Peilvorrichtungen bedienen; bei Meßflügen über sehr weite Strecken können auch Kompasse verwendet werden; besonders eignet sich wegen seiner Genauigkeit dazu der Selenkompaß von Carl Bamberg, Friedenau[1]).

Der wagerechte Flug, d. h. das Einhalten gleicher Höhe ist bei geringer Erhebung über ebenem Gelände ohne besondere Hilfsmittel leicht durchzuführen. Statoskope, wie sie besonders durch das Preisausschreiben um den Rumpler-Preis entwickelt worden sind[2]), ermöglichen ohne irdische Anhaltspunkte einen horizontalen Flug auch über weite Strecken. Ein schnelllaufender Höhenschreiber mit genügend großem Skalenwert mag zu späterer Nachprüfung dienen.

Zur Ermittlung der Luftdichte sind außerdem Temperatur- und Feuchtigkeitsschreiber mitzuführen. Falls der unvermeidliche Luftwiderstand dieser Geräte, der übrigens bei dem neuen mit einem Geschwindigkeitsschreiber vereinigten Flugzeug-Meteorographen[3]) auf ein Minimum herabgesetzt ist, gefürchtet wird, müßte ein kurzer aerologischer Aufstieg[4]) [5]) gleichzeitig oder unmittelbar vor oder nach dem Meßfluge stattfinden. Die Eichung eines Geschwindigkeitsmeßgerätes muß mit einem Meßfluge selbst verbunden werden.

Im allgemeinen ist noch zu bemerken, daß in der Meßstrecke nur die zur Erhaltung der Flughöhe und Richtung notwendigsten Ruderbewegungen möglichst sanft auszuführen sind.

Um einen Maßstab für die bei der Messung von Luftfahrzeuggeschwindigkeiten überhaupt erreichbare Genauigkeit zu erhalten, mag folgende einfache Überlegung angestellt werden:

Nehmen wir an, daß ein Luftfahrzeug sich mit einer Geschwindigkeit von 180 km/h über Grund bewege, so legt es in der Sekunde 50 m zurück oder 1 m in $^1/_{50}$ s. Soll also der Ort eines sich mit dieser Geschwindigkeit bewegenden Luftfahrzeuges auf 1 m genau festgelegt werden, so muß die Zeitbestimmung mindestens auf $^1/_{50}$ s genau sein. Bedenkt man, daß die Reaktionszeit (persönliche Gleichung) der meisten Menschen $^1/_{10}$ bis $^1/_{12}$ s beträgt[6]), die gewöhnlichen Stoppuhren auch nur $^1/_5$ s abzulesen gestatten, so ergibt sich, daß durch einfache Augenbeobachtung und Abstoppen durch Hand der Ort eines Luftfahrzeuges oder das Überschreiten eines bestimmten Punktes schon mit einer Unsicherheit von $\pm$ 5 bis 10 m behaftet ist. Stoppuhren besonderer Bauart, sog. Semikarographen ermöglichen zwar Ablesung von $^1/_{50}$ bzw. $^1/_{100}$ s; sie sind aber recht kostspielig und in ihrer Genauigkeit bei persönlicher Betätigung doch auch durch den persönlichen Fehler des Beobachters begrenzt. Genauere Zeitmessungen, die diese Unsicherheit ausschließen, sind nur durch unpersönliche Verfahren z. B. elektrische oder mechanische Betätigung von Chronographen zu erreichen.

Bei Streckenmessungen haben wir für die nachstehend beschriebenen Verfahren die Entfernung des Luftfahrzeuges vom Beobachter oder dem Gerät h und den Augenabstand vom Bezugspunkt, die Brenn- oder Bildweite f zugrunde zu legen. Es besteht folgende Beziehung

$$b = \frac{fs}{h}; \qquad s = \frac{h}{f},$$

worin b die (scheinbare) Bildgröße, f die Bildweite, h die

[1]) W. Friedensburg, Der Fernkompaß; ZFM 1920, S. 217.
[2]) H. Koppe, Über den Rumpler-Preis-Wettbewerb, ZFM 1922, S. 33.
[3]) A. Wigand, Diskus.-Bem. Berichte u. Abhandlungen WGL, Beiheft 6, S. 39.
[4]) A. Wigand, Berichte u. Abhandlungen WGL, Beiheft 4, 21, S. 43.
[5]) K. Wegener, s. o.
[6]) Nach engl. Versuchen bei Automobilrennen brachte es ein »geübter Zeitnehmer« auf eine Genauigkeit von $^1/_{20}$ s.

Digitized by Google

Entfernung (Höhe) und s die Strecke (natürliche Größe) bedeutet. Z. B. in einer photographischen Kammer mit einem Objektiv von 10 cm Brennweite entspricht 1 m in 1000 m Höhe einer Länge von 0,01 mm auf der Platte. Beim Visieren über einen Anhaltspunkt mit einem Augenabstand von 2 m (Wolkenrechen) würde 1 m in 1000 m Höhe als 0,2 mm erscheinen — vorausgesetzt, daß diese Länge in 2 m Entfernung noch vom bloßen Auge wahrgenommen werden kann.

Es zeigt sich also weiter, daß für die erreichbare Genauigkeit außer den optischen Daten (Entfernung, Bildweite) auch die Ablese- bzw. Auswertungsmöglichkeit a eine ausschlaggebende Rolle spielt.

Bei Winkelmessungen besteht die Beziehung, daß z. B. 1 m in 1000 m Entfernung unter einem Winkel von etwa 3 ½ min gesehen wird. An einem Winkelmeßgerät würde man also eine Strecke in 1000 m Entfernung bei ½ Gradteilung auf rd. 9 m, bei $^1/_{10}{}^0$ auf 1¾ m und bei $^1/_{100}{}^0$ auf rd. 20 cm genau ablesen können.

Die angegebenen Daten beziehen sich auf die Fehlergrenzen einer einzelnen Messung; sie verdoppeln sich, da zu jeder Streckenbestimmung wenigstens zwei Einzelmessungen erforderlich sind, werden aber im Verhältnis zur Gesamtstrecke um so kleiner, je länger diese ist.

Die Folgerungen aus den hier angeführten Überlegungen werden nach Besprechung der einzelnen Meßverfahren zu ziehen sein und einigen Anhalt zu ihrer Bewertung geben.

I. Messung durch einfache Augenbeobachtung.

a) Vom Boden. Der Flug in Haushöhe über einer abgesteckten Strecke zur Ermittlung der Fluggeschwindigkeit ist wegen seiner Einfachheit schon bei den ersten Versuchen der Fliegerei durchgeführt worden. Der Windeinfluß wird dabei unmittelbar beobachtet und dann in Rechnung gesetzt. Die Zeit kann entweder vom Flugzeuge aus unmittelbar abgestoppt oder von zwei Beobachtern an den Meßmarken am Boden genommen werden. Bei kurzer Meßstrecke spielt hierbei die »persönliche Gleichung« dieser Beobachter eine Rolle; da die Endpunkte der Meßstrecke ohnehin durch akustische, optische oder am besten elektrische Verständigungsmittel verbunden sein müssen, bestehen verschiedene Möglichkeiten[1]), die Zeitmessung doppelt auszuführen und damit sicherer zu gestalten. Das genaue Überfliegen der Meßmarken macht in niedriger Höhe keine Schwierigkeiten. Beim Fluge in größerer Höhe werden für den Flugzeugführer besondere Peil- oder Visiervorrichtungen dazu erforderlich. Vom Boden aus kann man längs einer senkrechten Hauswand oder mit Hilfe eines aufgespannten Drahtes (Springschnur) recht gut den genauen Augenblick des »Durchganges« beobachten.

b) Vom Flugzeuge aus. Natürlicher Hilfsmittel wird sich auch der Beobachter im Flugzeuge gern bedienen; solche sind alle Ebenen, die durch die Meßpunkte senkrecht zur Meßstrecke gehen, also ebenfalls Wände hoher Häuser, Türme u. dgl.

Auf der vom Verfasser für Meßzwecke oft benutzten geradlinigen Strecke der Stadtbahn von Baumschulenweg bis Grünau boten die Unterführungen an den Bahnhöfen einen bequem und sicher bis zur Höhe von 500 m erkennbaren Anhalt. Darüber hinaus werden die Messungen vom Flugzeuge aus unsicher. Da der geradlinige, gleichförmige Flug theoretisch beschleunigungsfrei ist, könnten Pendelvisiere u. dgl. Geräte verwendet werden; allerdings mit Vorsicht. Es mag erwähnt werden, daß auch die Geschwindigkeit des Flugzeugschattens etwa beim Überschreiten von Geländelinien senkrecht zur Flugrichtung aus einiger Höhe abgestoppt werden kann. Ganz allgemein tritt bei den vorstehend erwähnten, sonst recht einfachen Verfahren die Schwierigkeit auf, die drei Meßpunkte richtig anzufliegen und genau zu überfliegen.

[1]) u. a. Electrical Timing Apparatus in Use on Speed Course at Aeroplane Experimental Station, Martlesham Heath, Adv. Committee f. Aeronautics; Reports and Memoranda, Nr. 558.

II. Ziel-Photographie.

Die Unzulänglichkeit der persönlichen Zeitmessung bzw. der Stoppverfahren wurde schon bei Pferde-Rennen und ähnlichen Veranstaltungen erkannt; der Wunsch, zugleich einen unparteiischen Beleg zu schaffen, führte zur Einführung der Ziel-Photographie. Das dazu verwendete Aufnahmegerät[1]) besteht aus fünf senkrecht übereinander angeordneten Bildkammern, deren Schlitzverschlüsse durch elektrische Auslösung in bestimmter kurzer Zeitfolge bei Zieldurchgängen geöffnet werden; zugleich wird eine große, rasch umlaufende Uhr, die im Augenblicke des Startes zu laufen beginnt, mitaufgenommen. — Das gleiche Verfahren ist in zweckentsprechender Abänderung sehr gut für die Geschwindigkeitsmessung von Luftfahrzeugen zu verwenden. Bei den hohen Geschwindigkeiten

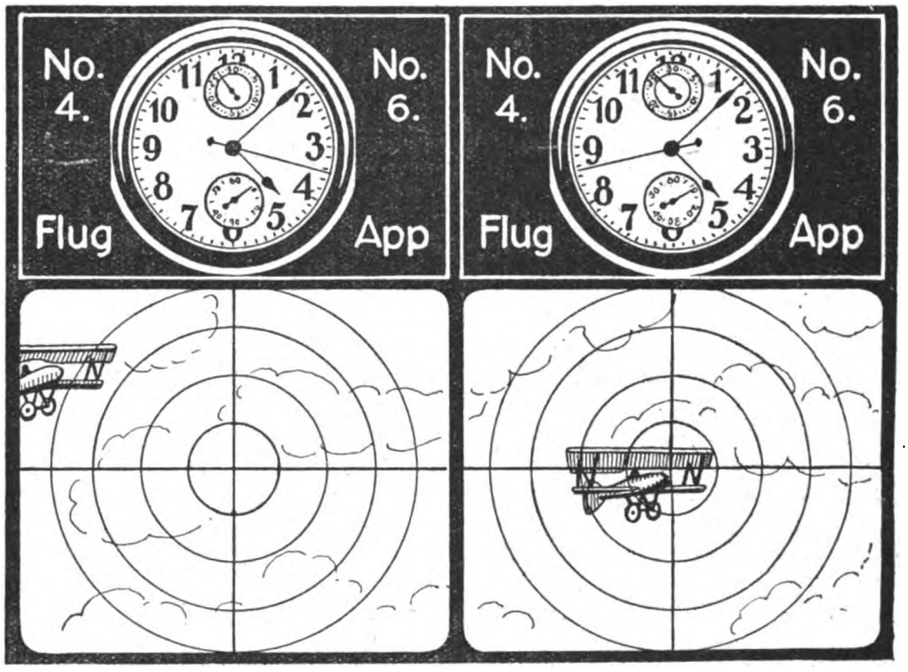


Abb. 1.

und der beträchtlichen Entfernung des Zieles vom Aufnahmegerät wird man aber die Einzelkammern besser durch eine Laufbildkammer ersetzen. Es eröffnet sich damit ein neues Verwendungsgebiet z. B. für die im Kriege zu Ausbildungszwecken benutzten Maschinengewehrkammern. Diese Geräte haben eine Brennweite von etwa 30 cm, sind mit Fadenkreuz versehen und gestatten 90 (französisches Gerät) bis 450 (deutsches Gerät) Aufnahmen in der Minute. Diese Aufnahmegeschwindigkeit ($1^1/_2$ bis $7^1/_2$ s) gestattet noch keine genügend genaue Zeitbestimmung. Die Bildfolge kann aber unschwer beschleunigt werden; außerdem ist es, wie Warner in seinem Aufsatz über die Anwendung ähnlicher Verfahren für die Geschwindigkeitsmessung von Luftfahrzeugen[2]) zeigt, durchaus möglich, den genauen Zeitpunkt des Zieldurchganges durch räumliche und zeitliche Interpolation zweier aufeinanderfolgender Aufnahmen zu ermitteln.

Jede gebräuchliche Laufbildkammer ist unschwer zu denselben Zwecken zu verwenden, wenn man die Ziellinie durch einen in genügender Höhe über der Kammer wagerecht ausgespannten Draht festlegt. — Voraussetzung für eine hinreichend genaue Zeitbestimmung ist, daß die einzelnen Aufnahmen in ganz bestimmten gleichmäßigen Zeiträumen erfolgen, und daß sie zur absoluten Zeit in Beziehung gesetzt werden können. Warner schlägt vor, über dem Objektiv der Kammer einen zweiten Verschluß anzubringen, der mit einer Pendeluhr in Verbindung steht und von dieser etwa

[1]) A. Baer, Die Zielphotographie im Dienste des Rennsports, Umschau 10 vom 5. 3. 22.

[2]) Edward P. Warner, The Timing of Airplane Speeds, Aviation XIV, Nr. 1, S. 16.

Digitized by Google

elektrisch betätigt wird. Bei Verwendung einer Laufbildkammer mit einer Bildfolge von zwanzig Aufnahmen in der Sekunde würde bei einem Sekunden-Pendel jede zwanzigste Aufnahme unbelichtet bleiben. Dadurch wird die zeitliche Auswertung des Bildstreifens sehr erleichtert. — Gestattet das Aufnahmegerät eine Bildfolge von 100 Aufnahmen in der Sekunde, so wird die räumliche Interpolation unnötig; daß Überschreiten der Ziellinie wird durch eine bestimmte Aufnahme auch zeitlich eindeutig festgelegt.

Vom Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart wird bei Geschwindigkeitsmessungen mit dem bewegten Ziel eine schnelllaufende Uhr mit aufgenommen; dieses bei Zeitstudien gebräuchliche Verfahren fand bereits bei der 1918 verwendeten deutschen M.-G.-Kammer von Messter Anwendung (s. Abb. 1). Dieses Gerät ist daher besonders für die Geschwindigkeitsmessung von Luftfahrzeugen geeignet.

Die praktische Durchführung von Messungen mit Hilfe der Ziel-Photographie erfordert naturgemäß zwei Geräte an Anfang und Ende der Rennstrecken, die mit ihren optischen Achsen genau senkrecht stehen und deren Uhren synchron laufen müssen. Die Laufbildkammern werden nur während des »Durchganges« betätigt. d. h. kurz vorher ein- und kurz hinterher ausgeschaltet; der Verbrauch an Bildstreifen ist daher sehr gering.

Die erreichbare Genauigkeit der Geschwindigkeitsmessung von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Ziel-Photographie ist recht groß, da jeder persönliche Fehler während der Messung ausgeschaltet wird. Ein Nachteil ist, daß infolge des kleinen Gesichtsfeldes der Flieger die Endpunkte der Rennstrecke sehr genau überfliegen muß.

III. Beobachtung mit einfachen optischen Hilfsmitteln.

a) Vom Boden. Unabhängig von den unter I erwähnten Schwierigkeiten sind die Geschwindigkeitsmeßverfahren durch persönliche Beobachtung mit einfachen optischen Hilfsmitteln, die man auch als mittelbare Winkelmessung oder, soweit es sich um Messungen vom Boden aus handelt, als Luftstreckenmessung bezeichnen kann. Dahin gehören die aus der Meteorologie übernommenen Verfahren zur Wolkenmessung.

1. Der von Quervain angegebene Wolkenrechen[1]) ist ein um einen senkrechten »Stiel« schwenkbarer Arm (Harke), den man in die vom Boden gesehene Bewegungsrichtung des Luftfahrzeuges einstellt; die Durchgänge des Luftfahrzeuges durch zwei oder mehrere an dem Arm angebrachte »Zinken« werden von einem Festpunkte aus beobachtet. Aus dem Abstande dieser Zinken, der Entfernung vom Auge des Beobachters bis zum Rechen und der Erhebung des Luftfahrzeuges über dem Gerät ist die in der abgestoppten Zeit zurückgelegte Luftstrecke leicht zu ermitteln.

2. Bequemer in der Handhabung ist der auf dem gleichen Grundsatz beruhende Wolkenspiegel[2]), ein Planspiegel mit zwei eingeätzten konzentrischen Kreisen. Das Auge wird in eine solche Lage zum horizontal liegenden Spiegel gebracht, daß das Luftfahrzeug im Kreismittelpunkt erscheint; dann wird die Zeit vom Überschreiten des einen Kreises bis zum Erreichen des nächsten abgestoppt. Die Ermittlung der Geschwindigkeit ist die gleiche wie beim Wolkenrechen.

3. Mit Hilfe eines Diopters und einer vorgesetzten Glasscheibe können bei bekannter Entfernung ebenfalls Luftstrecken gemessen oder ganze Flugbahnen aufgezeichnet werden. Wird ein zweites Gerät am anderen Ende einer Standlinie so ausgerichtet, daß die Glasplatten in einer Ebene stehen, so wird durch die beiden Aufzeichnungen die Flugbahn räumlich festgelegt (ein derartiges von C. P. Goerz, Friedenau, hergestelltes Gerät wurde in der Rhön verwendet).

4. Das vorstehende Verfahren leitet zu einem vollkommeneren über, nämlich der Verwendung von »Bildkammern« (Camera obscura). In England werden seit dem Kriege die Eichungen von Geschwindigkeitsmeßgeräten an Flugzeugen auch auf diese Weise vorgenommen[3]). Es finden dort zwei Bildkammern Verwendung, von denen die eine mit ihrer optischen Achse senkrecht nach oben, die andere in etwa 1½ km Entfernung unter einem Winkel von 45° nach der ersten zu geneigt ist. Das gemeinsame Gesichtsfeld beider Kammern reicht bei einer Brennweite von etwa 60 cm von 0,5 bis 4,5 km Erhebung über der senkrechten Kammer. Die Flugbahnpunkte werden sekundlich aufgezeichnet. Da das Kreuzen der Vertikalebene über der Basislinie in beiden Kammern gleichzeitig beobachtet wird, ist damit die Gelegenheit zu einem Zeitvergleich und etwaigen Berichtigungen gegeben. Das Verfahren, das übrigens noch mannigfach abgeändert werden kann, ergibt bei einiger Sorgfalt recht gute Höhen- und Flugstreckenwerte. Die von Tizard angegebene Fehlergrenze von weniger als 1 vT dürfte allerdings übertrieben sein.

Bei den ersten Verfahren, auch bei Verwendung nur eines Diopters oder einer Bildkammer muß die Erhebung des Luftfahrzeuges über dem Boden bzw. die Entfernung vom Beobachter besonders ermittelt werden. Das geschieht im allgemeinen mit Hilfe von Höhenmessern (Trockenbarometern) unter Zugrundelegung der Bodenhöhe nach der Karte. Selbst bei geeichten Instrumenten kommen aber Fehler bis zu 10 vH der abgelesenen Höhe vor. Nur sehr sorgfältige Luftdruckmessungen am Boden und in der Höhe, sowie Temperaturmessungen in diesen und den dazwischen liegenden Schichten gestatten eine zuverlässigere Berechnung der Höhe mit Hilfe von Höhenstufen[1]).

b) Vom Luftfahrzeug aus (Erdstreckenmessung). Die mittelbare Winkelmessung kann auch vom Luftfahrzeug aus als »Erdstreckenmessung« zur Bestimmung der Fluggeschwindigkeit dienen. Die dazu benutzten Geräte sind während des Krieges hauptsächlich als Zielvorrichtungen für den Bombenwurf ausgebildet worden; als Hilfsmittel der Navigation haben sie auch in der friedlichen Luftfahrt als sog. »Abdrängungsmesser« (fälschlich auch »Abtriftmesser« genannt[2]) hohe Bedeutung erlangt.

1. Ein sehr einfach zu handhabendes Gerät ist das Vertikal-Sichtfernrohr von Bennewitz[3]), ein als Pendel aufgehängtes Fernrohr, das zum Schutz gegen die Luftströmungen in einem geschlossenen Zylinder eingesetzt ist. Das Gerät kann natürlich nur beim beschleunigungsfreien Geradeaus-Flug verwendet werden.

2. Die Winkeländerung eines angepeilten Erdpunktes messen z. B. die Zielfernrohre von C. P. Goerz und Carl Zeiß. Das Goerzsche Zielfernrohr[4]) besteht im wesentlichen aus einem langen Fernrohr, das mittels einer Dosenlibelle, die im Gesichtsfelde des Fernrohres erscheint, stets senkrecht gehalten wird. Vor dem Objektiv befindet sich ein Prisma, das mit Hilfe einer besonderen Vorrichtung derart drehbar ist, daß der Sehstrahl sowohl senkrecht nach unten als auch unter einem Winkel von 22½° schräg nach vorn gerichtet werden kann. Durch Einschnappen eines kleinen Schiebers machen sich diese beiden »Meßstellungen« besonders bemerkbar. Die Zeit der Winkeländerung, unter der ein angepeilter Erdpunkt erscheint, wird mit der am Fernrohr selbst angebrachten Stoppuhr gemessen und ermöglicht, wenn aus Höhenmesser und Karte die Erhebung über dem Boden bekannt ist, die Geschwindigkeit über Grund mit und gegen den Wind und damit auch die Eigengeschwindigkeit zu ermitteln.

3. Verschiedene englische und ein französisches Navigationsgerät[5]) messen die scheinbare Bewegung eines Erdpunktes gegenüber dem Flugzeug unmittelbar durch Vergleich mit der beliebig einstell- und ablesbaren Geschwindigkeit eines neben dem Erdbilde in einer Bildkammer herlaufenden endlosen Bandes oder mit Hilfe der veränderlichen und meßbaren Schwenkgeschwindigkeit eines vor dem Fernrohr angebrachten Spiegelstreifens. Ein weit vollkommeneres Verfahren, das hauptsächlich der Windmessung im Luftfahrzeuge dienen soll, schlägt auf gleicher Grundlage Bennewitz vor[6]). Ein den Dioptermessungen ähnliches Verfahren findet im Flugzeuge bei den schon erwähnten »Abdrängungsmessern« Anwendung. Die Flugbahn wird mit Hilfe eines schwenkbaren Fernrohres auf einer Glasplatte aufgezeichnet. Eine einfache graphische Auswertung gestattet dann sowohl die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges als die Windversetzung zu ermitteln. Auf diesen und ähnlichen Grundsätzen beruhen die

[1]) Linke, Aeronautische Meteorologie, Bd. 2, S. 7 ff.
[2]) Ebenda; s. a. NfL 21, 11, 58.
[3]) S. o.

[1]) Linke, Aeronautische Meteorologie, Bd. 1, S. 31 ff.
[2]) S. dazu W. Immler, Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde (Volkmanns Bibliothek für Flugwesen, Bd. 13), S. 76.
[3]) Bennewitz, Flugzeuginstrumente, S. 198.
[4]) Bombenwurf und das Goerzsche Zielfernrohr, Flugsport 1918, S. 2.
[5]) Bulletin des Schweizer Aeroclub, Oktober 1916, S. 152 ff.
[6]) Bennewitz (s. o.).

Digitized by Google

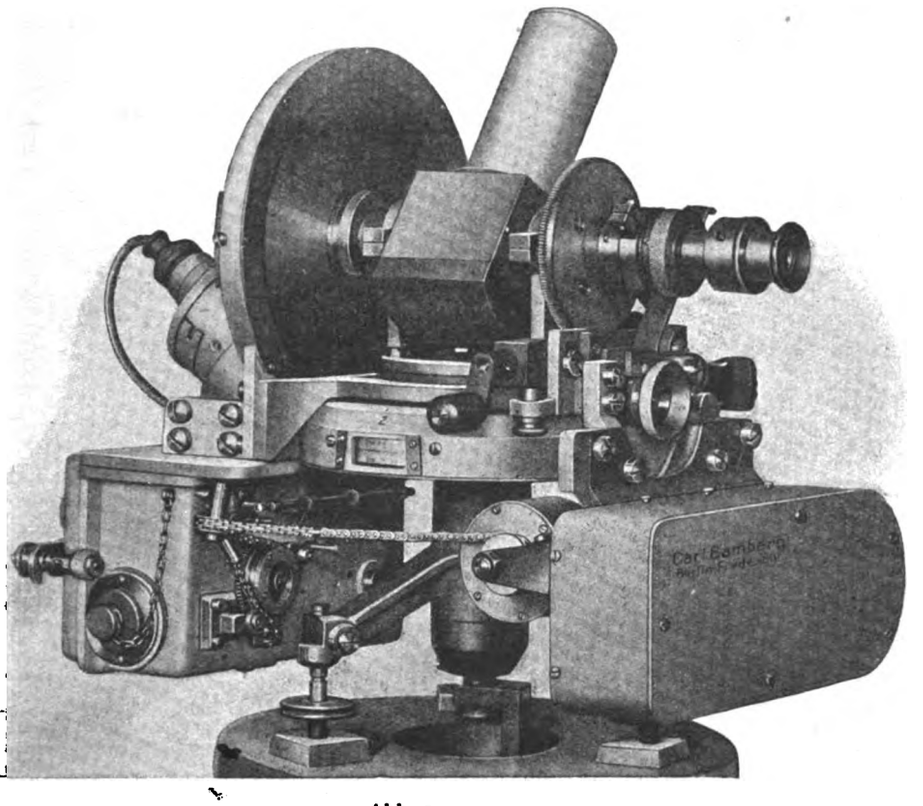


Abb. 2.

Geräte von Le Prieur, S. T. Aè, Wimperis, Cayère-Montague, Christmas u. a.[1])

IV. Die unmittelbare Winkelmessung.

a) Vom Boden. Die unmittelbare Winkelmessung zur Berechnung von Flugstrecken bietet im allgemeinen größere Genauigkeit; sie hat auch den Vorteil, daß das Luftfahrzeug sich freier bewegen kann und nicht an das mehr oder weniger genaue Überfliegen bestimmter Erdpunkte gebunden ist. Zur Winkelmessung eignen sich besonders die Pilotballon-Theodolite. In einem Falle, nämlich, wenn das Flugzeug auf seiner Meßstrecke den Aufstellungspunkt des Beobachters genau überfliegt, könnte man auch mit einem Sextanten auskommen. In allen anderen Fällen ist neben dem Höhenwinkel auch der Richtungswinkel (Azimut) des Luftfahrzeuges zu bestimmen. Bei der Aufstellung der Theodolite ist die Horizontierung sehr sorgfältig auszuführen; bei Verwendung von zwei Geräten gilt das gleiche in noch höherem Maße auch für das gegenseitige »Einrichten«. Die Beobachtung kann so erfolgen, daß man versucht, zu bestimmten Zeiten — etwa alle 10 s das Luftfahrzeug genau in das Fadenkreuz des Fernrohres zu bekommen und gleichzeitig die Winkel abzulesen oder — bequemer noch — das Ziel durch das Fadenkreuz »hindurchlaufen« zu lassen und die Zeiten zu stoppen.

1. Bei Verwendung nur eines Theodoliten ist die erwähnte Unsicherheit der Höhenbestimmung zu beachten.

2. Die Messung mit Hilfe von zwei Theodoliten vermeidet diesen Fehler; dafür tritt eine andere sehr zu beachtende Schwierigkeit auf: die Messung zu genau gleichen Zeiten. Praktisch ist diese Forderung kaum mit einer Genauigkeit zu erfüllen, die der Feinheit der Winkelablesung entspricht. Am ehesten ist es noch möglich, wenn beide Beobachter, die ohnehin durch Fernsprecher verbunden sein müssen, versuchen, das Luftfahrzeug zu verabredeten gleichen Zeiten in das Fadenkreuz zu bekommen und dann die Winkel ablesen. Besser ist es, auf die Gleichzeitigkeit der Beobachtungen zunächst zu verzichten, dafür aber größere Anforderungen an die Genauigkeit der Einzelmessung zu stellen. Trägt man nämlich später die einzelnen Ablesungen über der Zeit als Kurven auf, so kann man durch graphische Interpolation leicht zueinander gehörige Meßwerte erhalten und der Auswertung zugrunde legen. Da die Theodoliten an den Enden der mindestens 1 km langen Standlinie so aufeinander ausgerichtet sind, daß diese zugleich ihre Null-Linie ist, werden beim Überfliegen der Grundlinie die Azimute zu gleichen Zeiten Null. Damit ist wie bei den Bildkammern die Möglichkeit zur Zeitberichtigung gegeben.

3. Denkt man sich eine um die Standlinie drehbare Ebene durch das Luftfahrzeug gelegt, so kann man dessen Standort auch durch die Seitenwinkel des in der geneigten Ebene liegenden Dreiecks bestimmen. Die Neigung der Ebene ändert sich fortschreitend mit der Bewegung des Zieles senkrecht zur Standlinie; sie nimmt für die Fußpunkte stets gleichzeitig denselben Wert an, bietet also die Möglichkeit, die gemessenen Seiten-(Richtungs-)Winkel zeitlich genau einander zuzuordnen. Auf diesem Grundsatze beruhen die von Tetens[1]) angegebenen Verfahren zur Doppelvisierung von Pilotballonen. Bei den dazu verwendeten Geräten liegt die eine Drehungsachse wagrecht und wird so eingestellt, daß sie bei beiden Standpunkten mit der gemeinsamen Verbindungslinie zusammenfällt. Der Höhenwinkel wird also durch den Neigungswinkel der um die Standlinie schwingenden Ebene ersetzt; der zweite Ort des Flugzeuges ist der in dieser Ebene (Dreieck) gemessene Richtungswinkel. Zur Auswertung werden auch hier die Einzelbeobachtungen als Funktion der Zeit aufgetragen; die Kurven der Neigungswinkel müssen sich dann vollkommen decken. Abweichungen davon sind als Meßfehler sofort zu erkennen und unschwer graphisch auszugleichen. Im übrigen können auch die mit einfachen Theodoliten erzielten Meßergebnisse zum Zwecke der zeitlichen Ausgleichung nach dem Tetens'schen Verfahren umgerechnet werden. Sehr eingehende Angaben über die Auswertung von solchen Theodolit-Geschwindigkeitsmessungen sind von Jacobi gemacht worden[2]).

Die Zeitmessung an räumlich getrennten Stellen wird bei den bisher beschriebenen Verfahren zweckmäßig von dem Beobachter durch elektrische Betätigung eines einzigen Chronographen ausgeführt. Die von den einzelnen Beobachtern

[1]) Duval et Hébrard, Traité Pratique de Navigation Aérienne, Paris 1922, S. 41 ff.; s. auch NfL Berichte: 21/17. 65; 21/5. 47; 21/6. 49; 21/19. 49.

[1]) O. Tetens, Formeln zur Berechnung der Doppelverfolgungen von Ballons, Ergebnisse der Arbeiten des Königl. Preuß. Aeronautischen Observatoriums bei Lindenberg, 1909, Bd. V, S. 173 ff.

[2]) E. Jacobi, Die Messung von Flugzeuggeschwindigkeit, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Bd. II, S. 99 ff.

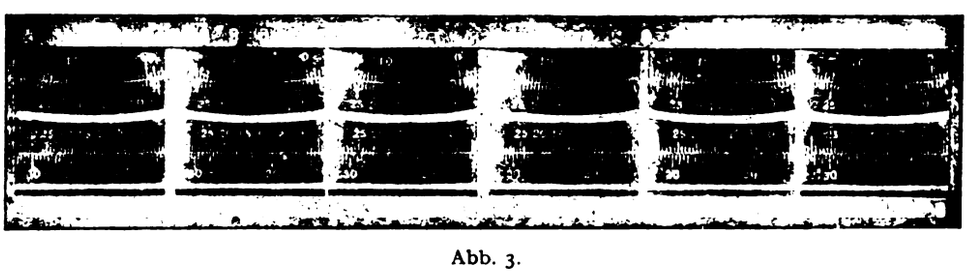


Abb. 3.

Digitized by Google

gemachten Zeitmarken sind in der gemeinsamen Aufzeichnung sowohl unter sich als gegenseitig und zur absoluten Zeit genau in Beziehung zu setzen.

Die Geschwindigkeitsmeßverfahren mit Hilfe von Theodoliten können sehr genaue Ergebnisse liefern, die allen Ansprüchen genügen; sie stellen aber hohe Anforderungen nicht nur an den Beobachter, der den raschen und oft sehr erheblichen Winkeländerungen der Flugbahn mit genügender Gewandtheit folgen muß, sondern auch an diejenigen, die innerhalb des notwendig sehr kurz bemessenen Aussetzens der Weiterverfolgung im Augenblicke der Beobachtung die genauen Winkelablesungen machen müssen. Die gewöhnlichen Pilotballon-Theodolite werden im allgemeinen auf $^1/_{10}{}^0$ abgelesen; das Personal der Beobachtungsstellen — es sind mindestens je drei Mann erforderlich — muß jedenfalls sehr gut aufeinander eingespielt sein und in Übung bleiben.

4. Kann die Ablesung ohne Unterbrechung der Verfolgung rein mechanisch bewerkstelligt werden, so wird das Verfahren sowohl durch Ausschließen von Ablesefehlern und die unausgesetzte Beobachtung als durch die unpersönliche Zeitbestimmung erheblich verfeinert. Unter den verschiedenen Bauarten, die diesen Anforderungen genügen sollten, ist zurzeit der Registrier-Theodolit von Carl Bamberg, Friedenau[1]) die vollkommenste. Dieses (s. Abb. 2) Gerät ist bei den Geschwindigkeitsmessungen von Flugzeugen, die von seiten der Flugzeugmeisterei am Müritzsee (Flugplatz Rechlin) in Mecklenburg 1918 ausgeführt wurden, praktisch erprobt und hat sich dabei gut bewährt. Die »Ablesung« der Winkel erfolgt auf photographischem Wege. Der Azimutalkreis hat Stirnteilung, der Höhenkreis Flächenteilung; dadurch wird erreicht, daß beide Kreise mit den zugehörigen Nonien in einer Ebene und so dicht beieinander liegen, daß ihre Ablesungen im Gesichtsfelde einer kleinen photographischen Filmkamera zu einem Bilde vereinigt werden (Abb. 3). Die photographische Aufnahme erfolgt durch Betätigung eines elektrischen Kontaktes mit einer Belichtungszeit von $^1/_{100}$ s. Das Objektiv gibt die Ablesung in natürlicher Größe wieder. Da die Kreisteilung auf $^1/_2{}^0$ durchgeführt ist, die Nonien unmittelbar $0{,}02^0$ angeben, wird die »Ablesung« sehr genau. Nach erfolgter Aufnahme wird durch einen erschütterungsfrei arbeitenden Motor der Bildstreifen um eine Aufnahmebreite weiter bewegt und der Verschluß neu gespannt; dieser Vorgang dauert nur etwa $^1/_4$ s, so daß mit Sicherheit alle halben bis vollen Sekunden Messungen gemacht werden können. Gleichzeitig mit der Betätigung des Verschlusses, die von der Azimutkurbel aus erfolgt, wird durch einen angeschlossenen Chronographen die Zeit der »Ablesung« mit der gleichen Genauigkeit von $^1/_{100}$ s registriert. Ein Filmband — es wird gewöhnlicher Kinofilm verwendet — gestattet, 200 Aufnahmen hintereinander zu machen; das Auswechseln des Streifens kann bei Tageslicht und ohne Unterbrechung der Beobachtung geschehen. Das Meßverfahren mit den Registrier-Theodoliten ist das gleiche wie bei gewöhnlichen Geräten. Am zweckmäßigsten ist es, wenn jeder Beobachter für sich die »Ablesung« in dem Augenblicke macht, in dem er das Luftfahrzeug genau im Fadenkreuz hat. Zeitlich übereinstimmende Werte werden später durch graphische Interpolation ermittelt. Gleichzeitige Ablesungen an beiden Geräten können auch unmittelbar von einer der beiden Beobachtungsstellen oder unabhängig von einem dritten Orte aus bewirkt werden. Dabei besteht indessen die Gefahr, daß sich gerade im Augenblick der Aufnahme das Ziel nicht genau im Fadenkreuz befindet. Die an einem Gitterkreuz im Fernrohr durch persönliche Beobachtung zu ermittelnde Abweichung kann aber später in Rechnung gesetzt werden.

Infolge der weitgehenden Mechanisierung ist die Genauigkeit des letzten Verfahrens sehr hoch. Die Fehler sind fast ausschließlich auf das persönliche Konto des Beobachters zu setzen. Nach den bisherigen Erfahrungen auf dem Rechliner Flugplatz haben sich nach Angaben von Fuß die mittleren Fehler der gemessenen Geschwindigkeiten ausnahmslos kleiner als $\pm$ 0,5 m/s herausgestellt.

Einen Schritt weiter sind wahrscheinlich unter Zugrundelegung des Bamberg schen Gerätes die Franzosen gegangen. Sie photographieren gleichzeitig mit der »Ablesung« auch das Gesichtsfeld[2]). Der Ort des Luftfahrzeuges ist dadurch rein unpersönlich zu ermitteln. Besser noch ist wohl das im nächsten Absatz zu beschreibende photogrammetrische Verfahren, das an Stelle der schwenkbaren Theodolite feste Lichtbildkammern vorsieht.

b) Vom Luftfahrzeug aus kommt die unmittelbare Winkelmessung zur Geschwindigkeitsbestimmung nicht in Frage.

V. Photogrammetrisches Meßverfahren.

Ein Meßverfahren, das jeden persönlichen Fehler ausschließt, ist das photogrammetrische.

a) Vom Boden. 1. Das photogrammetrische Meßverfahren ist bereits seit einer Reihe von Jahren in dem von der Meteorologie zur genauen Ausmessung von Wolken benutzten Sprungschen »Wolken-Automaten« praktisch erprobt und hat sich sehr gut bewährt[1]). Das im Potsdamer Institut befindliche Gerät besteht im wesentlichen aus zwei photographischen Meßkammern (Brennweite etwa 185 mm), die an den Enden einer ausgemessenen Standlinie von rd. 1 ½ km Länge so aufgestellt sind, daß ihre optischen Achsen senkrecht stehen. Sowohl die Betätigung der Verschlüsse als auch der Plattenwechsel erfolgt auf elektrischem Wege. Der Verfasser hat durch freundliches Entgegenkommen des Potsdamer Meteorologischen Instituts zweimal den Versuch machen können, die Geschwindigkeit eines Flugzeuges durch zwei in gemessenen kurzen Zeiträumen aufeinander folgende Aufnahmen auf der gleichen Platte (15 × 18 cm) photogrammetrisch zu ermitteln. Die Versuche führten zu keinem Ergebnis, da die Belichtungszeiten im allgemeinen zu groß ($^1/_{10}$ s) waren und die Platte bei der Doppelbelichtung derart überstrahlte, daß das Bild des Flugzeuges nicht mehr zu erkennen war.

2. Das Verfahren der photogrammetrischen Geschwindigkeitsmessung ist vor allen Dingen von Katzmayr[2]) in seinen technischen Einzelheiten sehr vollkommen durchgebildet worden. Die bereits erwähnten Schwierigkeiten, nämlich Überstrahlung der Platten bei Tagesaufnahmen, mußten zunächst durch Nachtaufnahmen umgangen werden, bis es gelang, durch Verwendung geeigneter Blenden, die in sinnreicher Weise durch den Beobachter vor dem Objektiv des Aufnahmeapparates bewegt werden, ein sehr brauchbares Tagesverfahren zu entwickeln. Die Einzelaufnahmen können durch Verwendung besonders hergerichteter rotierender Verschlüsse sehr rasch aufeinander folgen. Bei Anwendung von Objektiven mit großer Brennweite bzw. beim Fluge in niederen Höhen ist außer der bloßen Geschwindigkeitsmessung auch die Untersuchung aller Arten von Kurvenflügen und sonstiger besonders interessanter Flugzustände in bezug auf Neigung des Flugzeuges, Ruderausschläge u. a. möglich. Katzmayr beabsichtigte zwei Photo-Theodolite, also schwenkbare, aber während der Aufnahmen feststehende Meßkammern zu verwenden, die nach den Angaben Pulfrichs von der Carl Zeiß-G. m. b. H. in Jena hergestellt werden. Bei einer Plattengröße von 13 × 18 cm waren Objektive von f = 210 mm vorgesehen.

3. In Deutschland ist während des Krieges ein photogrammetrisches Meßverfahren auf ganz ähnlicher Grundlage zur Ermittlung von Bombenfallkurven verwendet worden. Es kam ebenfalls nur ein Nachtverfahren (Bomben mit seitlichem Leuchtsatz, Flugzeug mit heller Lichtquelle) in Frage. Das dabei benutzte Gerät stammt von C. P. Goerz, Friedenau. Die Meßkammern (vgl. Abb. 4) sind mit identischen Objektiven von 300 mm Brennweite bei einer Öffnung von 1 : 7,7 ausgerüstet und zeichnen eine Platte von 9 × 12 cm verzerrungsfrei aus. Die Kammern tragen seitlich Visierfernrohre, um sie auf der Standlinie genau aufeinander ausrichten zu können. Die Mitte der Platte ist von der optischen Achse um 27 mm zur Seite gerückt; es wird dadurch erreicht, daß bei einer Länge der Standlinie von 200 m die Gesichtsfelder sich schon in 450 m Höhe schneiden, in der (günstigsten) Höhe von 1113 m die ganzen Platten voll ausgenützt werden. Die Geräte könnten unschwer mit Blenden in der Katzmayrschen Anordnung versehen und so auch zu Tagesaufnahmen verwendet werden. Gleichzeitig mit den Verschlüssen, die in $^1/_{100}$ s ablaufen, wird ein Chronograph elektrisch betätigt.

[1]) H. Fuß, Bambergscher Registrier-Theodolit, Zeitschr. f. Instrum.-Kunde, 41, 1921, S. 281 ff.

[2]) S. Zitat 1 und 2.

[1]) R. Süring, Photogrammetrische Wolken-Forschung in Potsdam in den Jahren 1900 bis 1920, Veröffentlichungen des Preuß. Meteorolog. Inst. Potsdam; Abhandlungen Bd. 7, Nr. 3.

[2]) R. Katzmayr, Flugbahn-Analyse mit Hilfe der Photogrammetrie, Der Motorwagen 1920, S. 45 ff. und 91 ff.

Digitized by Google

b) Vom Luftfahrzeug aus. 1. Luftbildmessung. Auf die Bedeutung des photogrammetrischen Verfahrens vom Flugzeuge aus hat Jacobsthal[1]) hingewiesen. Die neueren Methoden der Photogrammetrie[2]) ermöglichen es, aus einer einzigen Aufnahme, die mit einer Meßkammer aus einem Luftfahrzeuge gemacht wird, dessen Standort und — wenn die Kammer fest eingebaut war — die Neigung mit großer Genauigkeit zu ermitteln. Voraussetzung ist nur, daß die Erdaufnahme drei Punkte enthält, deren Koordinaten durch Katastermessungen genau festgelegt sind. Die Erdvermessung kann anderenfalls auch nachträglich erfolgen.

Das verwendete Gerät ist eine Luftbildmeßkammer[3]), wie sie z. B. von den feinmechanischen Werkstätten von Gustav Heyde in Dresden in zwei Ausführungen (s. Abb. 5) hergestellt wird. Sie unterscheiden sich nur durch die Brennweiten (165 bzw. 280 mm); die Plattengröße beträgt bei beiden 13 × 18 cm. Der Verschluß öffnet das Objektiv auf etwa $^1/_{200}$ s. Gleichzeitig mit der Auslösung des Verschlusses müßte etwa auf elektrischem Wege ein Chronograph betätigt werden. Der Vorschlag, Aufnahmen in sekundlichen Zwischenräumen zu machen, wird sich vorläufig kaum verwirklichen lassen, da der Plattenwechsel einige Zeit in Anspruch nimmt (beim Platten-Reihenbildner wenigstens 6 bis 7 s). Diese Folge der Aufnahmen dürfte für Geschwindigkeitsmessungen aber durchaus genügen.

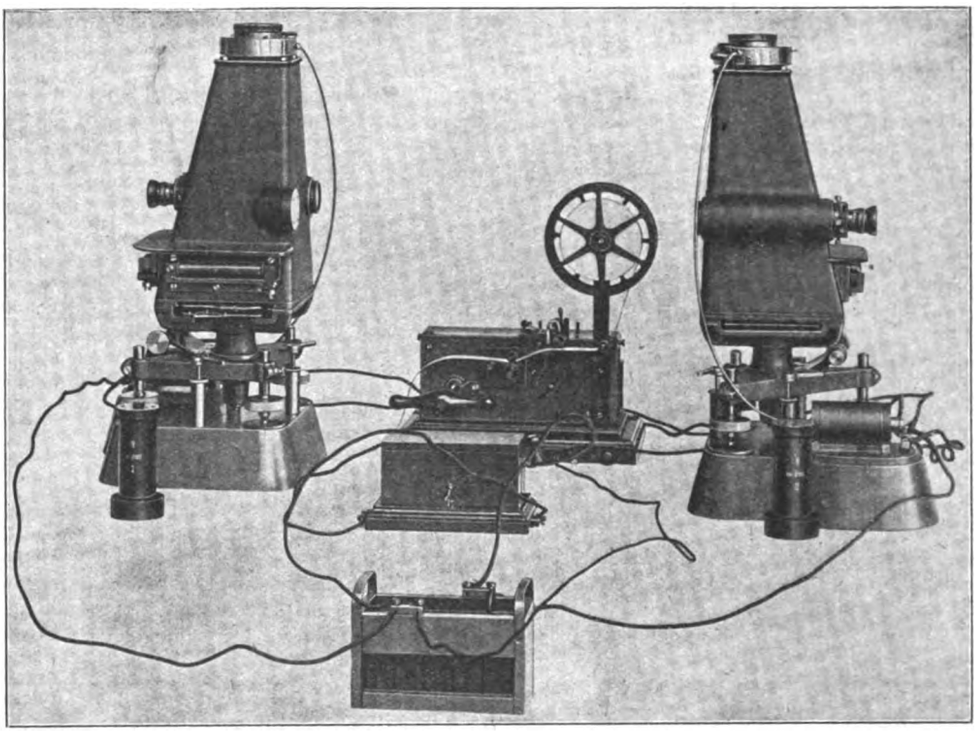


Abb. 4.

Ein photogrammetrisches Verfahren nach Baldus wurde während des Krieges vom Kommando der FT-Versuchsabteilung zur genauen Standortsbestimmung bei FT-Peilversuchen verwendet. Die nach den Angaben des Kommandos von C. P. Goerz gebaute Kammer hatte ein Objektiv von 90 mm Brennweite bei einer Plattengröße von 9 × 12 cm. Es gelang nach Angaben von Niemann[1]), die ebenen Koordinaten auf 1° festzulegen.

Auch die Franzosen[2]) verwenden ein Luftbildmeßverfahren, wobei ihnen aber die genaue Zeitmessung vor allen Dingen Schwierigkeiten macht.

Die Auswertung der Platten[3]) erfolgt in sehr genauer Weise nach dem einfachen Koppeschen Verfahren oder mit dem allgemeiner verwendbaren Bildmeß-Theodoliten von Heyde-Hugershoff. Der Standort des Luftfahrzeuges wird durch einfaches Rückwärtseinschneiden im Raum ermittelt. Jacobsthal schätzt, daß bei Erhebung von 3000 m noch mit einer Genauigkeit von 1 m gerechnet werden kann. Leider sind praktische Geschwindigkeitsmessungen nach dem von ihm ausgearbeiteten Verfahren nicht mehr zur Ausführung gekommen. Durch die Preußische Landesaufnahme sind in der Umgebung des Flugplatzes Johannisthal zahlreiche Punkte für lufttopographische Zwecke vermessen worden; das Verfahren könnte also hier unter besonders günstigen Umständen erprobt werden. Es ist zu erwarten, daß die Luftbildmessung wegen ihrer mannigfachen Vorzüge in Zukunft hohe Bedeutung erlangen wird. Der größte Vorteil ist die gänzliche Unabhängigkeit von Vorbereitungen am Boden, einfachste rein mechanische Aufnahme und Auswertung in ruhiger Zimmerarbeit.

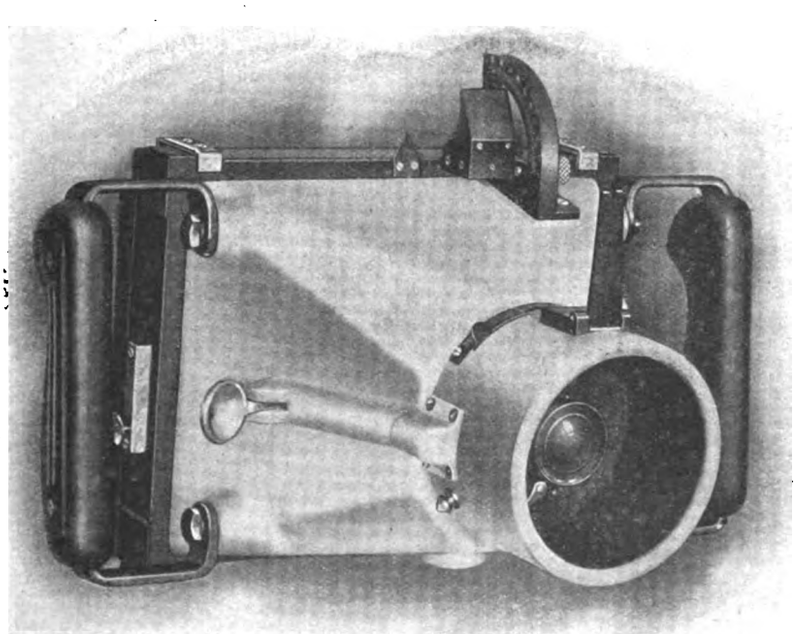


Abb. 5.

VI. Bombenwurf.

Ein weiteres Verfahren der Geschwindigkeitsmessung von Luftfahrzeugen ist der Bombenwurf. Er setzt vor allem voraus, daß die verwendeten Geschosse vollkommen identisch sind, also die gleichen Fallkurven durchlaufen, bietet aber unter der Voraussetzung, daß die Einschlags-

[1]) Diskussionsbemerkung WGL 1922; Berichte u. Abhandlungen der WGL, Beiheft 4, S. 59.
[2]) S. Hugershoff und Cranz, Grundlagen der Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen. Stuttgart 1919.
[3]) Ebenda S. 8 ff.

[1]) Niemann, Funkentelegraphie für Flugzeuge, S. 317.
[2]) S. Zitat 1 und 2.
[3]) S. Zitat 34, S. 47 ff.

Digitized by Google

punkte von zwei gleichen Bomben auf 1000 m Fallstrecke nicht mehr als 2 m voneinander entfernt sind, große Genauigkeit. Die Bomben werden gleichzeitig mit elektrischer Betätigung eines Chronographen ausgelöst. Es versteht sich von selbst, daß das Verfahren, obwohl nur Gipsbomben verwendet werden, nur auf sehr großen freien Plätzen Anwendung finden kann.

VII. Wettrennen.

Wo es sich darum handelt, wenig voneinander abweichende Geschwindigkeiten verschiedener Luftfahrzeuge streng miteinander zu vergleichen, wird man zu dem ursprünglichen Verfahren des Wettrennens greifen müssen. Der fliegende Start muß ebenso wie das Ziel nach einem der angegebenen Verfahren sorgfältig gemessen werden.

Die vorstehend in ihren Grundzügen behandelten Verfahren zur Messung der Geschwindigkeitsleistung von Luftfahrzeugen können vielfach verfeinert werden; es würde zu weit gehen, im einzelnen darauf hinzuweisen. Um aber zu zeigen, an welchen Stellen und in welcher Richtung diese Verfeinerungen anzubringen oder wo bereits Grenzen erreicht sind, und um einen Vergleich zu ermöglichen, soll im Anschluß an die eingangs angestellten Erwägungen folgende Gegenüberstellung gemacht werden.

Strich auf glattem Papier) sind 0,5 mm, für Diopter (feiner Fettstift auf Glas) 1 mm angesetzt. Der Wolkenspiegel kann bei einem Augenabstand von 30 cm auf 0,2 mm, der Wolkenrechen in 2 m Entfernung auf 5 mm abgelesen werden. Die Bildgröße b ergibt sich aus natürlicher Größe s, Höhe h und Bildweite f

$$b = f\frac{s}{h}.$$

Nimmt man zum Vergleich die Bildgröße von 1 m in 1000 m Höhe b', so entspricht sie in mm ausgedrückt der Bildweite f in m. Daraus läßt sich der Meßfehler s' einer Strecke in 1000 m Höhe berechnen:

$$s' = \frac{a\,h}{f}.$$

Durch die Größe des Bildfeldes ist die Länge der Meßstrecke L bestimmt und damit die Zeit T, in der ein Luftfahrzeug von 50 m/s Eigengeschwindigkeit diese Strecke durchfliegt. Die Messung der Länge dieser Strecke ist mit dem doppelten Fehler aus der Orts- und der Zeitbestimmung behaftet. Die Summe S beider gibt den Gesamtfehler, der zur Meßstrecke in Beziehung gesetzt werden kann, P vH.

Es ergibt sich damit für die verschiedenen Meßverfahren die folgende Zusammenstellung (s. Zahlentafel 1).

Zahlentafel 1.

	Meßverfahren	Zeitmessungen s	Bildweite f m	Gesichtsfeld e m bzw. °	Auswertungsmöglichkeit a mm bzw. °	Bildgröße (1 m aus 1000 m) b mm bzw. °	Fehler (in 1000 m) s' m	Messungs-Strecke L m	Messungs-Zeit T s	Fehler aus Strecke m	Fehler aus Zeit m	Fehler aus Summe m	vH
I	Meßstrecke	1/5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
II	Zielphotographie	1/100	—	—	—	—	—	1000	20	2	1	3,0	0,3
III	Wolkenrechen	1/5	2,0	0,5	5	2,0	2,5	250	5	5	20	25	10
	Wolkenspiegel	1/5	0,3	0,02	0,2	0,3	0,66	60	1,2	1,3	20	21,3	35
	»	1/5	0,3	0,04	0,5	0,3	0,66	120	2,4	1,3	20	21,3	17,5
	Diopter	1/5	0,3	0,3	1,0	0,3	3,33	1000	20	6,6	20	26,6	2,6
	»	1/5	0,5	0,5	1,0	0,5	2,00	1000	20	4,0	20	24,0	2,4
	Camera obscura	1/5	0,6	0,6	0,5	0,6	0,83	1000	20	1,7	20	21,7	2,2
	» »	1/5	1,0	1,0	0,5	1,0	0,5	1000	20	1,0	20	21,0	2,1
	Zielfernrohr	1/5	—	22,5	1/5	—	3,5	400	8	7	20	27	6,7
IV	Theodolite	1/5	—	55	1/2	1/17	9	1000	20	18	20	38	3,8
	»	1/5	—	55	1/10	1/17	1,75	1000	20	3,5	20	23,5	2,4
	»	1/5	—	55	1/100	1/17	0,2	1000	20	0,4	20	20,4	2,0
	Regist. Theodolit	1/50	—	55	1/50	1/17	0,4	1000	20	0,8	2	2,8	0,3
V	Wolkenautomat	1/10	0,18	0,15	0,01	0,18	0,06	830	17	0,12	10	10,1	1,20
	Zeiß Phototheodolit	1/100	0,21	0,15	0,01	0,21	0,05	715	14	0,1	1	1,1	0,14
	Goerz Kamera	1/100	0,3	0,105	0,01	0,3	0,03	350	7	0,06	1	1,1	0,27
	Meßkammer I	1/100	0,16	0,15	0,01	0,16	0,06	935	19	0,12	1	1,12	0,11
	» II	1/100	0,28	0,15	0,01	0,28	0,04	535	11	0,08	1	1,10	0,18
VI	Bombenwurf	1/5	—	—	—	—	—	1000	20	5	20	25	2,5
	»	1/100	—	—	—	—	—	1000	20	5	1	6	0,6

N. B. (Die Zahlen entsprechen naturgemäß nicht ganz genau den tatsächlichen Verhältnissen, sie sind Näherungswerte, die einen Vergleich immerhin zulassen.)

Neben den zumeist festgelegten Daten, die in der Eigenart des betreffenden Meßverfahrens begründet sind, müssen dazu einige weitere zunächst willkürlich erscheinende Annahmen gemacht werden; diese sind zum Vergleich notwendig und den praktischen Verhältnissen möglichst angepaßt.

Die persönliche Zeitbestimmung (mit Stoppuhr) kann auf 1/5 s genau gemacht werden; ein unpersönlich betätigter Chronograph unterscheidet noch 1/100 s. Unter Bildweite f wird wie oben die Brennweite bzw. der Augenabstand vom Bezugspunkt verstanden. Das Bildfeld e ist durch das Plattenmaß, den Abstand der Meßmarken usw. gegeben. Für Theodolitmessungen sind 55° als »Bildfeld« angenommen; die Luftstrecken werden damit gut vergleichbar. Die Auswertungsmöglichkeit a ist ein Optimum; sie entspricht bei Winkelmeßgeräten der Kreisteilung, da die Vergrößerung durch die optischen Hilfsmittel (Fernrohre) dieser Ablesemöglichkeit angepaßt zu sein pflegt. Photogrammetrische Plattenausmessungen können auf 0,01 mm genau angenommen werden[1]). Für die Bildkammer (feiner

[1]) Katzmayr (s. o.) gibt 0,001 mm als Auswertungsmöglichkeit an; das dürfte ein Druckfehler sein.

Die vorstehende Zahlentafel gestattet bemerkenswerte Folgerungen, wobei nur die Bestimmung der mittleren Geschwindigkeit auf einer durch zwei Messungen bestimmten Strecke in einer durch zwei Zeitmessungen beobachteten Zeit betrachtet wird, nicht aber die Messung vieler Einzel- und Zwischen- bzw. Augenblickswerte.

Ergebnis: Daß bei der Messung der mittleren Geschwindigkeit der wahrscheinliche Fehler um so kleiner wird, je größer die Meßstrecke ist, wurde bereits erwähnt. Davon wird man beim Überfliegen abgesteckter Strecken, beim Bombenwurf und Wettrennen sowie auch bei der Luftbildmessung Gebrauch machen.

Das Fliegen in größerer Höhe bringt bei den Verfahren III bis V ebenfalls eine Vergrößerung der Meßstrecke, damit aber eine Herabsetzung der Bildgröße.

Die Bildgröße darf die Auswertungsmöglichkeit nicht unterschreiten.

Sehr leistungs- und erweiterungsfähig sind die Verfahren IV und V.

Digitized by Google

Bei allen Verfahren ist der Fehler in der Zeitbestimmung größer als der der Längenmessung; bei den persönlichen Zeitmessungen bis zum 20 fachen Betrage.

Diejenigen Verfahren, die die persönliche Zeitmessung ausschließen, sind daher weit überlegen (II, V und Registrier-Theodolit).

Die vollkommen unpersönlichen Meßverfahren sind allen anderen weit überlegen. Sie unterschreiten die für die bloße Geschwindigkeitsmessung zulässige Fehlergrenze sehr erheblich.

Diese Verfahren sind daher geeignet, die Bahnen sehr schnell bewegter Ziele mit höchster Genauigkeit auf Ort und Zeit festzulegen. Die Untersuchungsmöglichkeit interessanter Flugzustände ist damit gegeben (Katzmayr).

Diejenigen Verfahren, die nicht zugleich eine Höhenbestimmung einschließen, sind mit besonderen Unsicherheiten behaftet.

Im allgemeinen kann gesagt werden, daß die zu stellenden Anforderungen und die vorhandenen Mittel den Ausschlag bei der Wahl eines Meßverfahrens geben werden, sie müssen in jedem Falle irgendwie in Einklang gebracht werden. Darum werden die unter I genannten einfachen Verfahren auch nie ihre Bedeutung verlieren.

Die photogrammetrischen Verfahren haben den Vorzug, daß die persönliche (und darum eher zu Fehlern oder Versehen neigende) Auswertung der rein mechanisch erzielten Beobachtungsergebnisse in stiller Zimmerarbeit erledigt werden kann. Gleichzeitig ist ein unparteiischer Beleg geschaffen, der jederzeit nachgemessen oder auch nach anderen Gesichtspunkten ausgewertet werden kann.

Für den Registrier-Theodoliten und das Bildkammerverfahren gilt das gleiche mit gewissen Einschränkungen.

Ein Verfahren, das hohen Anforderungen in jeder Beziehung genügt, außerdem den Vorzug sehr großer Einfachheit hat, ist die Luftbildmessung.

Zusammenfassung.

Es liegt in der Natur des sehr beweglichen und veränderlichen Mediums begründet, sich bei Luftfahrzeugen auf die Messung der mittleren Geschwindigkeitsleistung beim gleichförmigen, geradlinigen und wagrechten Fluge zu beschränken.

Zum Vergleich mit anderen Geschwindigkeitsmessungen sind die Luftdichte und die Motoren- bzw. Luftschraubenleistung zu ermitteln.

Die am Luftfahrzeug eingebauten, hauptsächlich aus Meteorologie und Schiffahrt übernommenen Geschwindigkeitsmeßgeräte werden durch die veränderlichen atmosphärischen Einwirkungen in ihren Angaben beeinflußt; sie müssen am Luftfahrzeug geeicht werden.

Die Bewegung eines Luftfahrzeuges über Grund setzt sich zusammen aus Eigengeschwindigkeit und Windversetzung.

Die Windversetzung kann ermittelt werden aus der Bewegung von natürlichen und künstlichen Wolken und Pilotballonen über Grund oder aus der Windversetzung des Luftfahrzeuges selbst beim Fluge in verschiedenen Richtungen und durch navigatorische Hilfsgeräte.

Die Genauigkeit der Geschwindigkeitsmessung eines Luftfahrzeuges ist abhängig von seiner Geschwindigkeit über Grund, der Zeitbestimmung, der Erhebung und zweier dem betreffenden Meßverfahren eigentümlichen Zahlen: der Bildweite und der Auswertungsmöglichkeit.

Die Meßverfahren über Grund vom Boden und vom Luftfahrzeug aus werden eingeteilt in:

I. Messung durch einfache Augenbeobachtung,
II. Zielphotographie,
III. Beobachtung mit einfachen optischen Hilfsmitteln,
IV. unmittelbare Winkelmessung,
V. photogrammetrisches Verfahren,
VI. Bombenwurf,
VII. Wettrennen.

Bei allen angeführten Verfahren ist der Fehler durch die Zeitbestimmung am größten.

Er erreicht bei den persönlichen Verfahren den 20 fachen Betrag der Längenmessung.

Die unpersönlichen Verfahren unterschreiten die für die bloße Geschwindigkeitsmessung zulässige Fehlergrenze sehr erheblich; sie sind daher zur genauen Untersuchung bestimmter Flugzustände geeignet.

Die photogrammetrischen Verfahren geben jederzeit nachprüfbare Belege.

Sehr hohen Anforderungen in jeder Beziehung entspricht die Luftbildmessung.

Meßgeräte und Mechanik.

Von E. Everling.

Übersicht: Im Anschluß an das Buch von Bennewitz[1]) über Flugzeuginstrumente werden allgemeine Grundsätze der Mechanik auf Luftfahrtmeßgeräte angewendet, um zu zeigen:

1. daß die wahre Neigung nicht unmittelbar gemessen werden kann, daß Neigungsmessung zwei Bezugrichtungen erfordert, und welche Neigungsfehler für Gegenstände im Flugzeug anzusetzen sind;
2. wie die verschiedenen Arten von Wendezeigern wirken, insbesondere warum weder Staugeräte noch Wasserstrahlen Kurven anzeigen können;
3. wie das Verhalten von Steigmessern aus einer allgemeinen Betrachtung folgt, daß die Theorie des Variometers von Bennewitz im Gegensatz zu der ursprünglichen ausführlichen von Bestelmeyer zu falschen Ergebnissen führt und diesem Meßgerät nicht gerecht wird.

1. Neigung.

Ein Pendel in einem Fahrzeug weist bei Kurven oder sonstigen Beschleunigungen nicht die wahre Senkrechte, sondern das Scheinlot, die Mittelkraft aus Schwere und Trägheitskräften; Bennewitz[2]) unterscheidet daher mit Recht die »relativen« Neigungsmesser mit Flüssigkeitswagen, Stahlkugeln in gebogenen Rohren und andern, mehr oder weniger gedämpften, pendelartigen Vorrichtungen von den Kreiselloten (und den Kurvenmessern) als »absoluten« Neigungsmessern.

Hier sollen die innere Ursache für dies Verhalten der Pendel und die grundsätzliche Unmöglichkeit der unmittelbaren absoluten Neigungsmessung kurz erörtert und an einigen Sonderfällen erwiesen werden[3]). Ferner wird gezeigt, daß beim Bau von Flugmotoren und Meßgeräten nur kleine Neigungen zu berücksichtigen sind.

Schwere- und Trägheitsbeschleunigungen sind nach dem allgemeinen Relativitätsprinzip[4]) wesensgleich, schwere und träge Masse stimmen nach Pendelversuchen[5]) überein; daher läßt sich aus der Mittelkraft keine der beiden Arten von Massenkräften herauslösen, also auch die Schwerkraftrichtung und die wahre Neigung nicht bestimmen. Hat man das einmal erkannt, so wird man Erfindungen, die auf einen wahren Neigungsmesser abzielen, ohne Aufwand an Zeit und Gedanken ebenso abtun können, wie den Vorschlag eines Perpetuum mobile, das ohne Energieaufnahme Arbeit leistet oder Wärmegefälle vollständig ausnutzt.

Da ferner eine Richtung im Raum durch ihre Winkel gegen zwei andere Richtungen festgelegt wird (wie ein Punkt in der Ebene durch seine Abstände von zwei andern Punkten), so läßt sich auch die Lotlinie nicht durch eine einzige Raumrichtung festlegen. Das ist eine Binsenwahrheit; doch muß sie einmal ausgesprochen werden. Denn in dem Buche von Bennewitz[6]) wie in der neueren Patentliteratur[6]) finden sich Neigungsmesser, die aus dem Winkel der magnetischen Kraftlinien (Inklinationsnadel) gegen die drei Achsen eines Flugzeuges dessen X-Lage gegen das wahre Lot geben sollen; auch ein Gerät, das die Querneigung aus dem Druckunterschied zweier Stauöffnungen in einer Kugel, also aus dem Winkel gegen die Flugrichtung, liefern soll, ist vorgeschlagen worden[7]).

Aus demselben Grunde nützt es nichts, die Größe der Resultierenden im Verhältnis zur Erdbeschleunigung zu messen, etwa durch ein Pendel mit federnder Schnur, deren Länge der Gesamtbeschleunigung verhältig ist. Denn das wahre Lot liegt dann zwar auf dem Mantel eines ganz bestimmten Kegels um das scheinbare Lot, dessen Öffnungswinkel sich aus der Schwere, der Zusatzbeschleunigung und dem

[1]) Anmerkungen, auch rechnerische Ergänzungen, siehe am Schluß des Textes.

Digitized by Google

Winkel zwischen beiden berechnen läßt; wo es aber auf diesem Kegel liegt, ist unbekannt, wenn man sich nicht durch Annahmen helfen will, etwa, daß in der Kurve nur Fliehbeschleunigungen auftreten. Dann lassen sich einfache Vorrichtungen[8]) zum mechanischen Herstellen der wahren Lotrichtung angeben.

Daß Vereinigungen pendelartiger Geräte die Schwere aus der Resultierenden gleichfalls nicht herauszulösen vermögen, ist danach allgemein erwiesen und läßt sich auch für jeden Einzelfall dartun[9]).

Eine — scheinbare! — Ausnahme ist der frei fallende Körper, etwa ein Wasserstrahl, der nur unter dem Einfluß der Schwere steht und sich genau in der Wurfparabel bewegt, nachdem er von dem irgendwie beschleunigten Meßgerät abgefallen ist. Aber man erkennt leicht[10]), daß hier die Auffangefläche infolge der Beschleunigungen während der Fallzeit gewissermaßen unter dem unbeeinflußt fallenden Körper hinweggezogen wird, daß also statt des augenblicklichen Scheinlotes dessen Durchschnittswert für die Fallzeit, keineswegs aber die Schwerrichtung angegeben wird.

Da es sich aber in der Praxis meist um Schwankungen der Lotlinie um ihren wahren Wert handelt, könnte ein Gerät auf dieser Grundlage, vor allem, wenn die Fallzeit (etwa wie bei der Fallmaschine) verlängert wäre, für manche Zwecke ausreichen.

Noch mehr ist das der Fall beim Kreiselpendel[11]), das infolge seiner großen »dynamischen Trägheit« seine Anfangslage — das ist im allgemeinen die Lotlinie — nur sehr langsam verläßt, um einen Kegel mit dem im allgemeinen ständig wechselnden Scheinlot als Achse zu beschreiben. In besonderen Fällen[11]) können die Fehler sich jedoch bis zur Unbrauchbarkeit solcher Geräte verstärken.

Der praktische Nachteil dieses Verhaltens unserer Neigungsmesser ist indes nicht in allen Fällen so groß. Für die »innere Navigation« ist die Kenntnis des scheinbaren Lotes sogar ausreichend oder wichtiger als die des wahren. Denn die Luft- und Schraubenkräfte setzen sich nicht mit dem wahren, sondern mit dem Scheinlot ins Gleichgewicht, mit ihm wird daher die Flugzeughochachse fast stets zusammenfallen, d. h. das Pendel zeigt z. B. in der »richtig« geflogenen Kurve auf Null. Die Abweichungen durch das Schieben, das übrigens von der Theorie der Seitenstabilität als mechanisch notwendig erwiesen wird[12]), betragen nur wenige Grad.

Daher ist es nicht nötig, Motorprüfstände mit Rücksicht auf den Kurvenflug für Dauerproben unter 40° Seitenneigung auszubilden[13]) oder die senkrechte Teilkraft des Dauermagnetismus mit Rücksicht auf den Krängungsfehler der Kompasse herauszukompensieren[14]), wenn auch in Böen schlecht gedämpfte Pendel, etwa Kompaßkessel, sich ganz überschlagen können.

Dagegen kann die Einstellung aller Neigungsmesser, auch des menschlichen Gleichgewichtgefühls, insbesondere des Sitzgefühls, nach dem scheinbaren Lot bei mangelnder Erdsicht und schwankendem Kompaß selbst in starken »Korkziehern« Geradausflug vortäuschen. Hier können Wendezeiger dem Mangel abhelfen und unter der Annahme rein seitlicher Fliehbeschleunigung sogar eine Anzeige des wahren Lotes ermöglichen.

2. Wendung.

Bei Kurven denkt man gewöhnlich an die absolute Kursänderung gegenüber der Erde, etwa der Nord-Süd-Linie. Sie ist — der Kompaß wird durch Kurvenschräglagen unzuverlässig[14]) — zu messen durch Geräte, die ihre Lage im Raum, also genau genug auch gegen die Erde, beizubehalten streben; das sind alle um senkrechte Achsen drehbar aufgehängten Körper, praktisch wegen der unumgänglichen Reibung in den Lagern freilich nur Kreisel, die um ihren Schwerpunkt drehbar angeordnet sind, denen durch Eigendrehung um eine nicht senkrechte Achse eine gewisse Kursstabilität zukommt, und die man als Azimut-Kompasse auch der Flugtechnik anzupassen versucht hat[15]). Hier wirkt der Schleppfehler durch Lagerreibung gleichfalls schädlich, selbst wenn man die Lager selbsttätig nachdreht, dann das Nachdrehen wird ja stets mit Verzögerung ausgelöst, so daß sich die wenn auch kleinen Fehler bald aufsummieren.

Anders, wenn man nicht die wegen der Reibungseinflüsse etwas zweifelhafte Fähigkeit des Kreisels, seine Richtung im Raume beizubehalten, sondern sein Streben danach, das Kreiselmoment, ausnutzt: Man »fesselt« einen Kreisel, nach wie vor um seinen Schwerpunkt drehbar, mit wagrechter Eigenachse entweder an die scheinbare Lotrichtung[16]), indem man ihn pendelnd aufhängt, oder an die Richtung der Flugzeughochachse[17]), indem man ihn federnd mit dem Flugzeug verbindet. Ist der Kreisel dabei noch seiner Drehfreiheit um die Lotlinie bzw. Hochachse beraubt, so hebt er bei Wendungen des Flugzeuges das eine oder andere Achsenende so weit, bis sein Kreiselmoment gerade gleich dem Gegendrehmoment der Schwere bzw. der Federkraft ist. Die Größe des Ausschlages gegen ein gewöhnliches Pendel[16]) bzw. gegen das Flugzeug[17]) gibt unmittelbar die Komponente der Wendegeschwindigkeit um die scheinbare Lotlinie bzw. um die Flugzeughochachse, die sich meist nur um wenige Grade unterscheiden. Denn das Kreiselmoment ist das Produkt aus der aufgezwungenen Wendegeschwindigkeit (soweit sie zur Kreiselachse senkrecht steht) und dem Schwung (Winkelgeschwindigkeit der Eigendrehung mal Trägheitsmoment) des Kreisels.

(Richtet man den Kreiselantrieb noch so ein, daß die Drehgeschwindigkeit der Fluggeschwindigkeit verhältig ist, so kann man es durch passendes Übersetzungsgetriebe leicht erreichen, daß der Zeiger des Kurvenmessers stets senkrecht steht, also das wahre Lot anzeigt[16]). Aber auch diesem »Betrug der Natur« liegt die Annahme zugrunde, daß neben der Schwere nur die wagrechte Fliehkraft wirkt.)

Ganz anders wirken Geräte, die sich auf die Luft beziehen, indem sie Unterschiede des Flugwindes rechts und links, etwa an den Flügelenden, anzeigen. Da diese Vorrichtungen am Flugzeug befestigt sind, geben sie — von seltenen Drehbewegungen der Luft abgesehen[18]) — ebenfalls die Komponente der Kursänderungsgeschwindigkeit um die Hochachse. Wird etwa an jedem Flügelende ein Fernfahrtmesser (Schalenkreuz mit Dynamo und Spannungsmeßleitung zum Führersitz) von Morell[19]) oder ein Staugerät nach Prandtl[20]) mit zwei Druckmeßrohrleitungen eingebaut, so liefert der Geschwindigkeitsunterschied die Wendegeschwindigkeit und, zusammen mit der mittleren Flugzeugschnelle, Kurvenhalbmesser und Schräglage.

Benutzt man aber nach von dem Borne[21]) zwei Stauköpfe (Pitot-Rohre) mit je einer Druckleitung und gemeinsamem Druckunterschiedmesser zum unmittelbaren Ablesen der Wendegeschwindigkeit für mittlere Luftdichte und Flugschnelle, so täuscht das Gerät, wie der Pendelneigungsmesser, stets Geradausflug vor. Denn was man am Staukopf mißt, ist die Summe von statischem und Staudruck, und die ist nicht nur für Teile einer bewegten Flüssigkeit ohne Höhenunterschied bei ruhendem Meßgerät[22]), sondern bei theoretisch richtiger Kurvenschräglage auch für krummlinig bewegte Meßgeräte in ruhender Luft[23]) stetsgleich. Auf den Inhalt der Meßleitungen wirkt keine Kraft, da sie zum Scheinlot rechtwinklig verlaufen oder parallel zum Scheinlot symmetrische, einander ausgleichende Strecken aufweisen werden.

Man kann das Nichtanzeigen des Staukopfes auch anders erklären: Auf den Inhalt der Meßleitungen wirken Schwere und Fliehkraft. Diese schiebt die Luftsäule in der Leitung mit einem Druck nach außen, der gerade gleich dem Unterschied der Staudrücke ist[24]). Die Schwere dagegen wirkt ebenso wie beim seitlichen Hängen im Geradausflug (oder beim Schieben in der Kurve): Die Druckzunahme infolge des Gewichtes der Luft in der Meßleitung entspricht genau der Abnahme infolge der verschiedenen Höhenlage beider Flügelenden).

So widersinnig es klingt: Anzeiger des statischen Druckes geben in der Kurve nicht den Unterschied der statischen, sondern gerade den der Staudrücke, freilich mit entgegengesetztem Vorzeichen und genau so groß wie jener[25]), so daß die Wirkung einer Anzeige des statischen Druckunterschiedes gleichkommt. Multiplizierende Meßgeräte, einfache oder mehrfache Venturidüsen[26]), geben demnach den vervielfachten Unterschied der Staudrücke oder auch der statischen Drücke.

Bemerkenswert ist, daß bei den »Luftdruck-Wendezeigern«[24]), gerade wie beim Kreisel[15])[17]), die Anzeige dem Produkt aus Flug- und Winkelgeschwindigkeit verhältig ist.

Bennewitz schlägt noch eine weitere Klasse von Kurvenmessern vor[27]):

> »Ein feiner Flüssigkeitsstrahl trete mit konstanter Geschwindigkeit aus einer feinen Öffnung in horizontaler Lage parallel zur Flugzeugachse entgegen der Flugrichtung heraus und treffe gegen eine vertikale Glasscheibe, die mit einer ebensolchen (?) Skala versehen ist. Beim Geradeausflug wird die Mittellinie der Skala von dem Strahl

Digitized by Google

getroffen. Bei einer Schiebekurve nach links wird der Strahl nach links (?!) vom Beschauer abgebogen und zeigt einen der Winkelgeschwindigkeit annähernd proportionalen Ausschlag; ein Pendel schlägt gleichzeitig nach rechts aus. Hängt das Flugzeug dagegen links im Geradeausflug, so weichen beide Instrumente nach links ab. Durch Kombination beider Anzeigen läßt sich also etwas über die absolute Lage aussagen. ..... Tatsächlich steckt in diesem Gerät das Kreiselprinzip (!), wenn auch in sehr veränderter Form.«

Tatsächlich steckt in diesem Gerät ein Trugschluß, wenn auch in schwer nachweisbarer Form! Zunächst ist zwischen einer lose zusammenhängenden Reihe geworfener, frei fallender Körper (Wassertropfen), die eine ganz bestimmte ebene Parabel beschreiben, und einem Kreisel, dessen Teile starr zusammenhängend um eine gemeinsame Achse umlaufen, und der bei Zwangsdrehungen um eine andere Achse mit einem Ausschlag um die zu beiden senkrechte Achse antwortet, ein großer Unterschied. Sodann wird der Wasserstrahl trotz seiner Ebenenbeständigkeit als Wendezeiger ebensowenig brauchbar sein wie — vgl. Abschn. 1 — als Neigungsmesser, er integriert ja über die Beschleunigungen der »Glasscheibe«, die sich samt dem kurvenden Flugzeug unter ihm fortbewegt. Und da sie samt dem Flugzeug schräg liegt, wird er wieder in der Mittellinie einfallen, nur um soviel tiefer, als ob er nicht unter dem Einfluß der Schwere, sondern der Resultierenden aus Schwere und Fliehkraft gefallen wäre[28]), wie es deren Wesensgleichheit verlangt.

Die Kurvendrehung der Zielscheibe verlegt den Treffpunkt freilich ein wenig nach außen, wie man leicht erkennt, wenn man sich zwischen Ausspritzen und Auftreffen eines Tropfens eine Viertelwendung des Flugzeugs vollzogen denkt; im allgemeinen wird der Winkel, um den das Flugzeug sich während der Wurfzeit eines Tropfens dreht, sehr klein sein, daher der Fehler wegen der Abweichung des Kreises von der Geraden klein von zweiter Ordnung, dem Quadrat des Winkels verhältig[29]). Ob es sich um eine »richtige« oder »Schiebekurve« handelt, ist dabei unwesentlich. Denn Schieben ist ja seitliches Hängen gegen die »richtige« Kurvenschräglage. Hier muß also der Wasserstrahl genau wie das Pendel nach der Hänge- bzw. Schiebeseite, im allgemeinen also nach außen (in Bennewitz' Beispiel nach rechts!) weisen. Als Wendezeiger ist das Gerät keinesfalls brauchbar.

Es liefert aber ein weiteres Beispiel dafür, wie man aus allgemeinen mechanischen Überlegungen mit großer Sicherheit die Möglichkeiten von Meßverfahren beurteilen kann.

3. Steiggeschwindigkeit.

Zum Messen der Steiggeschwindigkeit in bezug auf die umgebende Luft verwendet man in Fahrzeugen ohne Eigenbewegung Papierschnitzel, die je nach ihrer Fallgeschwindigkeit verschieden gefärbt sind, und Windräder mit senkrechter Achse[30]). Auch für Flugzeuge sind diese vorgeschlagen worden[31]), dort aber offenbar unmöglich, einmal wegen der Unbestimmtheiten der Senkrechtlage und vor allem wegen des starken Luftzuges quer zur Windradachse. Dagegen dürften Geräte, die mittels eines Pendels aus der Bahngeschwindigkeit die senkrechte Komponente abgreifen und anzeigen, wie das »Skansimeter«[32]), bei gleichförmigem Ansteigen (s. Abschn. 1) zuverlässig sein.

Die Steiggeschwindigkeit in bezug auf den Erdboden ist von jener nur durch etwaige Vertikalkomponente der Windgeschwindigkeit unterschieden. Sie kann zurzeit lediglich durch die Luftdruckänderung gemessen werden. Dafür hat Bestelmeyer[33]) ein »Variometer« angegeben: Ein Gefäß mit Wärmeschutz, dessen Luftinhalt sich bei Änderungen des äußeren Luftdruckes nur durch eine Kapillare ausgleichen kann, so daß je nach der Steig- oder Sinkgeschwindigkeit ein größerer oder geringerer Druckunterschied des Gefäßinnern gegen die Außenluft angezeigt wird, und zwar an einem Flüssigkeitsmanometer (Bestelmeyer) u. a. oder an einer Aneroidkapsel (Atmos, G. von dem Borne).

Bestelmeyer[34]) hat selbst die allgemeine Theorie dieses Gerätes, seiner Einstellung bei gleichbleibender und seines Verhaltens bei veränderlicher Steiggeschwindigkeit gegeben. Bennewitz[35]) entwickelt, wohl unabhängig davon, Formeln für den Fall der ungeänderten Einstellung, kommt aber infolge eines fehlerhaften Ansatzes zu Gleichungen, die bereits in sich Widersprüche zeigen und zu falschen Schlüssen führen.

Zum Beweis soll hier das Verhalten des Gerätes bei gleichbleibender Steiggeschwindigkeit durch allgemeine Betrachtungen ermittelt werden:

1. Beim Steigen sinkt der Luftdruck für je 80 m Anstieg um 1 vH; die Änderungsgeschwindigkeit des äußeren Luftdruckes ist also der Steiggeschwindigkeit und dem Luftdruck verhältig.

2. Die relative Volumänderung der Luft im Innern des Gefäßes ist verhältig der Durchströmgeschwindigkeit durch die Kapillare, die Luftdruckänderung ist also dem Druckunterschied zwischen Innen und Außen und dem Innendruck, d. h. annähernd dem Außendruck, verhältig.

3. Beide Druckänderungen müssen gleich sein, wenn das Manometer unverändert anzeigen soll. Beide sind dem Außendruck verhältig, außerdem die eine der Steiggeschwindigkeit, die andere dem Druckunterschied, der vom Manometer angezeigt wird.

4. Folgerung: Die Druckmesseranzeige des Variometers ist dem Staudruck verhältig und vom äußeren Luftdruck mit großer Annäherung unabhängig.

Bennewitz setzt die Innendruckänderung selbst kurzerhand dem Druckunterschied verhältig an; dadurch erklären sich seine Fehlschlüsse, die leider zu einem ungerechten Urteil über den Wert dieser Variometer führen.

Anmerkungen.

[1]) K. Bennewitz, Flugzeuginstrumente; vgl. die Buchbesprechung in diesem Heft, S. 34. Im folgenden als »B« angeführt.
Die Kritik an einigen Ausführungen des Werkes, die genauer begründet werden sollte, wurde hier mit verwandten Gedankengängen zusammengefaßt, die eine Einzeldarstellung nicht lohnen.

[2]) »B«, Abschnitt II C, »Neigungsmesser (Kurvenmesser)«, S. 131 bis 154.

[3]) S. auch E. Everling, Die wahre Neigung von Flugzeugen, Mitteilung aus der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Der Motorwagen **22**, Heft 28, 10. Oktober 1919, S. 531 bis 533; Das Messen der wahren Neigung, Das Weltall **21**, Heft 9/10 und 11/12, Februar/März 1921, S. 67 bis 73; Neigungs- und Kurvenmessung bei Flugzeugen, Der Motorwagen **24**, Heft 24, 31. August 1921, S. 491 bis 493.

[4]) Vgl. etwa die klare, allgemeinverständliche Darstellung: A. Einstein, Über die spezielle und allgemeine Relativitätstheorie, Braunschweig 1917, bei Friedr. Vieweg & Sohn, Sammlung Vieweg, Heft 38.

[5]) Von Eötvös.

[6]) »B«, Abschnitt »Magnetische Geräte«, S. 151: »Einem Vorschlag von Prof. Fry, Leipzig, folgend, kann man auch das magnetische Erdfeld einer absoluten Neigungsmessung zugrunde legen.«
Vgl. ferner D. R. P. 302586 und 303275, Kl. 42c, Gr. 6.

[7]) E. von Lößl in der Aussprache zum Vortrag von Drexler auf der ordentlichen Mitgliederversammlung 1920 der WGL; Klemperer, Zur Frage der Messung der vertikalen Windkomponente, Luftfahrt **25**, Juli 1921, S. 123 bis 124, sagt zu der Aufgabe, »mit einer fest orientierten, nicht beweglichen Vorrichtung die drei Komponenten zu messen«: »Ein vollkommeneres Instrument ist der Flugzeiger nach von Lößl von Dr. Sendtner & Co., München.« — Es ist aber ein wesentlicher Unterschied, ob man, wie bei der Windmessung, aus drei bekannten Raumrichtungen die eine Luftströmrichtung oder, wie bei der Neigungsmessung, aus der einen Flugwindrichtung die Lage des Flugzeuges im Raume bestimmen will.

[8]) Etwa D. R. P. 316167, Kl. 42c, Gr. 6, das ein Hebelgetriebe zwischen Pendel und Federwage zeigt. Vgl. auch »B« S. 134.

[9]) Das ist in den Aufsätzen der Anm. 3 an Beispielen gezeigt.

[10]) Die Bahnkurve eines geworfenen Körpers (Wassertropfens), bezogen auf die X-Achse in der wagrechten Projektion der Wurfrichtung und die Y-Achse senkrecht nach unten, ist mit dem Wurfwinkel α und der Anfangsgeschwindigkeit V:

$$\left.\begin{aligned} X &= V \cdot t \cdot \cos\alpha, \\ Y &= V \cdot t \cdot \sin\alpha - \frac{g}{2} \cdot t^2. \end{aligned}\right\}$$

Kommt zu der Erdbeschleunigung g eine Geschwindigkeitsänderung $-b$, also die Trägheitsbeschleunigung $+b$, die wagrecht und in der Wurfebene wirken möge, so tritt für einen Beobachter in dem so bewegten System (Flugzeug) an Stelle des XY-Achsenkreuzes ein xy-Koordinatenpaar, und es gilt

$$\left.\begin{aligned} x &= \left(X + \frac{b}{2} \cdot t^2\right) \cos\chi + Y \cdot \sin\chi, \\ y &= -\left(X + \frac{b}{2} \cdot t^2\right) \sin\chi + Y \cdot \cos\chi, \end{aligned}\right\} \text{ wo } \operatorname{tg}\chi = \frac{b}{g};$$

also lautet die Gleichung der Wurfparabel im xy-System:

$$\left.\begin{aligned} x &= V \cdot t \cdot \cos(\alpha - \chi), \\ y &= V \cdot t \cdot \sin(\alpha - \chi) - \frac{1}{2}\sqrt{g^2 + b^2}\, t^2. \end{aligned}\right\}$$

Digitized by Google

Ein geworfener Körper fällt also, von einem quer zur Schwerkraft und in der Wurfebene beschleunigten System aus betrachtet, gerade so, als ob er in Richtung des Scheinlotes und von der Resultierenden

$$\sqrt{b^2+g^2}$$

beschleunigt würde. Beschleunigungskomponenten senkrecht zur Wurfebene wirken entsprechend.

[11]) Vgl. R. Grammel, Zur Störungstheorie des Kreiselpendels, ZFM **10**, Heft 1/2, 25. Januar 1919, S. 1 bis 12; Beschreibung solcher Geräte s. »B«, Abschnitt 3a, »Absolute Neigungsmesser, Kreiselgeräte«, S. 142 bis 146. Ferner: H. Boykow, Bemerkung zum Artikel »Zur Störungstheorie des Kreiselpendels« von R. Grammel, ZFM **10**, Heft 11/12, 28. Juni 1919, S. 124 bis 125, und R. Grammel, Erwiderung, ebenda, S. 125; ferner M. Schuler, Zuschrift an die Redaktion (zu den vorigen Aufsätzen), ZFM **11**, Heft 9, 15. Mai 1920, S. 129.

[12]) Vgl. H. Reißner, Die Seitensteuerung der Flugmaschinen, ZFM **1**, Heft 9 und 10, 10. und 28. Mai 1910, S. 101 bis 106 und 117 bis 123; die Erklärung »B«, S. 132, trifft nur den Fall des Schiebens nach außen und ist falsch!

[13]) Vorschlag von O. Steinitz, Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren, ZFM **8**, besonders Heft 1/2, 27. Januar 1917, S. 10 und 11, Abschnitt 4, »Schräglagen«.

[14]) Der Fehler der Kursweisung durch Schräglage des Kompasses samt Flugzeug gegen das Feld der erdmagnetischen Kraftlinien ist weitaus größer; vgl. H. Boykow, Das Problem der Kompaßablenkung durch zusätzliche Beschleunigungsfelder, ZFM **13**, Heft 11, 15. Juni 1922, S. 161 bis 163; dort weitere Quellenangaben.

[15]) Vgl. Th. Bruger, Über einen neuen Kreiselkompaß, Jahrbuch der WGF **1**, 1912/13, 2. Lieferung, S. 125 bis 129; auf S. 126 wird neben dem Meridiankompaß nach Ach von Hartmann & Braun der zuerst geplante Azimutkreisel erwähnt.

Zur weiteren Unterrichtung über Kreisel als Kompasse, Neigungsmesser und Wendezeiger sei das Buch von R. Grammel, Der Kreisel, seine Theorie und seine Anwendungen, Braunschweig 1920, bei Friedr. Vieweg & Sohn, empfohlen.

[16]) D. R. P. 301738, Kl. 42c, von Anschütz & Co.

[17]) »Drexler-Steuerzeiger«, ausführlich beschrieben: Wertheim, Der Drexler-Steueranzeiger, ein unentbehrliches Kreiselgerät für das Fliegen in Wolken, bei Nacht und Nebel, Flugsport, 3. März 1920, S. 104 bis 113; auch P. Böhm, der Kreisel als Wendezeiger, Der Motorwagen **25**, Heft 10, 10. April 1922, S. 184 bis 188.

Die Beschreibungen bei Grammel, a. a. O. (s. Anm. 15), S. 254 bis 256, und bei »B«, S. 146 bis 148, beziehen sich auf eine ältere Form (Kreiseldrehachse parallel zur Flugzeugquerachse; jetzt parallel zur Längsachse).

[18]) Die Unterscheidung zwischen relativen und absoluten Wendezeigern wegen etwaiger Luftdrehung s. bei K. Bennewitz, Über flugtechnische Instrumente, TB (Technische Berichte der Flugzeugmeisterei) **III**, Heft 5, 1918, S. 160 bis 165, besonders Abb. 8, S. 164.

[19]) »B«, S. 204 bis 205 (Fernfahrtmesser) und S. 154, Abb. 189 Schalenkreuz-Kurvenmesser, zwei Fernfahrtmesser an den Flügelenden).

[20]) »B«, S. 206, Abschnitt 3b, »Staudruckmesser«; das Staurohr nach Prandtl, Bauart Rosenmüller, ist in Abb. 251a fälschlich als Pitotrohr bezeichnet; zu den Staudruckmessern vgl. H. Kumbruch, Messung strömender Luft mittels Staugeräten, Berlin 1921, bei Julius Springer, Forschungsarbeiten des Vereines deutscher Ingenieure, Heft 240.

[21]) D. R. P. 310675, Kl. 42c, Gr. 6, und Zusatzpatent.

[22]) Nach dem Energiesatz für strömende Flüssigkeiten, der Bernoulli-Gleichung, sind Staudruck und statischer Druck zusammengerechnet stets gleich wenn man von Höhenunterschieden und Reibungsverlusten absieht.

[23]) Die Fliehbeschleunigung in einer »richtig« geflogenen Kurve bei der Bahngeschwindigkeit v, der Winkelgeschwindigkeit $\omega = \frac{d\varphi}{dt}$ und daher dem Bahnhalbmesser $\frac{v}{\omega}$ ist $v \cdot \omega$, die Schräglage χ folgt also aus

$$\operatorname{tg}\chi = \frac{v\cdot\omega}{g}.$$

Sind die Staugeräte im Abstand $\frac{l}{2}$ von der Mittelebene angebracht, so ist ihr Höhenunterschied in der Kurve $l \cdot \sin\chi$, ihre Geschwindigkeit $v \pm \frac{l}{2}\cdot\omega\cdot\cos\chi$, also der Staudruckunterschied außen gegen innen

$$\frac{\gamma}{2g}\left(v+\frac{l}{2}\cdot\omega\cdot\cos\chi\right)^2 - \frac{\gamma}{2g}\left(v-\frac{l}{2}\cdot\omega\cdot\cos\chi\right)^2 = \frac{\gamma}{g}\cdot v\cdot l\cdot\omega\cdot\cos\chi = \gamma\left(\frac{v\cdot\omega}{g}\right) l\cdot\cos\chi = \gamma\cdot l\cdot\sin\chi.$$

Das ist aber gerade der Unterschied der statischen Drücke am innern, tieferen gegen das äußere, höhere Flügelende. γ ist die Luftwichte.

[24]) Mit den Bezeichnungen von Anm. 23 und mit dem wagrechten Abstand x eines Punktes der Meßleitung von der Mittelebene erhält man für die Fliehkraft des Meßleitungsinhaltes

$$\frac{\gamma}{g}\cdot\omega\int_{-\frac{l}{2}\cos\chi}^{+\frac{l}{2}\cos\chi}(v+x\cdot\omega)\,dx = \frac{\gamma}{g}\cdot\omega\cdot v\cdot 2\cdot\frac{l}{2}\cdot\cos\chi = \frac{\gamma}{g}\cdot v\cdot l\cdot\omega\cdot\cos\chi;$$

sie ist also in der Tat gerade gleich dem Staudruckunterschied nach Anm. 23.

[25]) Wie in Anm. 23 bewiesen.

[26]) »B«, S. 206 bis 208, Abb. 251c bis 257 (Beschreibung der Venturi- und Mehrfach-Saugrohre); S. 151 bis 154, Abschnitt 4, »Aerodynamische Neigungsmesser (Kurvenmesser)«, Abb. 186 (Staudruckkurvenmesser).

[27]) »B«, S. 134.

[28]) Das Flugzeug möge während der »Wurfzeit« eines Wassertropfens um den Winkel φ gewendet haben; dann ist mit den Bezeichnungen der Anm. 23 die Wurfzeit $\frac{\varphi}{\omega}$, und nach den Fallgesetzen (vgl. Anm. 10) die Falltiefe des Tropfens $\frac{g}{2}\left(\frac{\varphi}{\omega}\right)^2$; seine Abweichung von der Flugbahn (da er ja geradlinig weiterfliegt) wird

$$\frac{v}{\omega}\left(\frac{1}{\cos\varphi}-1\right) = \frac{v}{\omega}\cdot\frac{1-\cos\varphi}{\cos\varphi} = \frac{v}{\omega}\cdot\frac{2\cdot\sin^2\left(\frac{\varphi}{2}\right)}{\cos\varphi} \approx \frac{v}{\omega}\cdot\frac{\varphi^2}{2}.$$

Der Ort der Treffpunkte weicht also (mit der Annäherung, die einem Vertauschen des sin mit dem Bogen und des cos mit 1 entspricht, s. auch Anm. 29, von der wahren Lotlinie um einen Winkel ψ ab, für den

$$\operatorname{tg}\psi \approx \frac{\frac{v}{\omega}\cdot\frac{\varphi^2}{2}}{\frac{g}{2}\cdot\left(\frac{\varphi}{\omega}\right)^2} = \frac{v\cdot\omega}{g} = \operatorname{tg}\chi,$$

fällt also, s. Anm. 23, erste Formel, gerade in die Richtung des Scheinlotes, und die Entfernung vom Zielpunkt (scheinbare Falltiefe) wird

$$\frac{\frac{g}{2}\left(\frac{\varphi}{\omega}\right)^2}{\cos\chi} = \frac{1}{2}\sqrt{g^2+v^2\omega^2}\left(\frac{\varphi}{\omega}\right)^2.$$

Wird also beim Geradeausflug der Drehpunkt eines Federpendels vom Wasserstrahl angezielt und der Massenpunkt getroffen, so wird er auch im Kurvenflug getroffen, da die Fadenlänge des Federpendels der scheinbaren Schwere verhältig ist.

Die gleiche seitliche Ausweichung des Treffpunktes, die hier aus der Flugbahn geometrisch folgte, ergibt sich natürlich auch durch zweimaliges Integrieren der Seitenbeschleunigung, mit der die Zielscheibe unter dem Wasserstrahl weggezogen wird:

$$\int_0^{\frac{\varphi}{\omega}} dt \int_0^{\frac{\varphi}{\omega}} v\cdot\omega\cdot\cos\varphi\cdot dt = \frac{v}{\omega}\int_0^{\varphi} d\varphi\int_0^{\varphi}\cos\varphi\cdot d\varphi = \frac{v}{\omega}\int_0^{\varphi}\sin\varphi\,d\varphi = \frac{v}{\omega}(1-\cos\varphi),$$

wenn man wegen der Drehung der Zielscheibe noch durch $\cos\varphi$ dividiert, oder, falls $\cos\varphi$ wieder mit 1 vertauscht wird, einfach

$$\int_0^{\frac{\varphi}{\omega}} dt\int_0^{\frac{\varphi}{\omega}} v\cdot\omega\cdot dt = \frac{v}{\omega}\int_0^{\varphi} d\varphi\int_0^{\varphi} d\varphi = \frac{v}{\omega}\int_0^{\varphi}\varphi\,d\varphi = \frac{v}{\omega}\cdot\frac{\varphi^2}{2}.$$

[29]) Es ist nämlich, s. Anm. 28, erste Formelzeile,

$$\frac{1-\cos\varphi}{\cos\varphi} = \frac{1-\left(1-\frac{\varphi^2}{2}+\frac{\varphi^4}{24}-+\ldots\right)}{1-\frac{\varphi^2}{2}+\frac{\varphi^4}{24}-+\ldots} \approx \frac{\varphi^2}{2}\left(1-\frac{\varphi^2}{12}\right)\left(1+\frac{\varphi^2}{2}\right) \approx \frac{\varphi^2}{2}\left(1+\frac{5}{12}\cdot\varphi^2\right);$$

erst für $\varphi = 0{,}155 \approx 8^0$ wird der Fehler 1 vH.

[30]) »B«, Abschnitt 2, »Relative Variometer«, *a*, »Vertikalanemometer«, S. 129 bis 130, Abb. 161 (Gerät nach Precht); ferner für ein aufzeichnendes Vertikalanemometer P. Ludewig, in:

Digitized by Google

Die Bedeutung der vertikalen Luftbewegungen für die Luftfahrt, ZFM **6**, Heft 19/20, 30. Oktober 1915, Abschnitt VI, S. 142 bis 143.

[31]) So von A. Gockel, berichtet Bulletin des Schweizerischen Aero-Clubs **13**, 1919, S. 101 bis 102; bei »B«, S. 131, erwähnt, S. 130 jedoch bereits der gleiche Vorschlag als nicht »zweckmäßig« abgelehnt.

[32]) »B«, S. 130, Abschnitt b, »Anstiegmesser«.

[33]) A. Bestelmeyer, Ein Ballonvariometer zur Messung der Vertikalgeschwindigkeit, Illustrierte Aeronautische Mitteilungen **12**, Heft 21, 21. Oktober 1908, S. 656 bis 657; auch Physikalische Zeitschrift **9**, 1908, S. 863.

[34]) A. Bestelmeyer, Zur Theorie des Ballonvariometers, Physikalische Zeitschrift **11**, Heft 17, 1. September 1910, S. 763 bis 768; Berichtigung dazu ebenda, Heft 19, 1. Oktober 1910, S. 855.

[35]) »B«, Abschnitt II B 1 d, »Theorie des Bestelmeyerschen Variometers«, S. 126 bis 129.

Deutsche Literatur über Luftfahrt-Instrumente.[1])

Abkürzungen.

1. DLZ = Deutsche Luftfahrer-Zeitschrift.
2. DVL = Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
3. MVA = Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.
4. NfL = Nachrichten für Luftfahrer.
5. TB = Technische Berichte der Flugzeugmeisterei bzw. der Inspektion der Fliegertruppen.
6. VdI = Verein deutscher Ingenieure.
7. WGF = Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik (bis 1914).
8. WGL = Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt (seit 1914).
9. ZdVdI = Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure.
10. ZFM = Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.

1899.

1. R. Aßmann und A. Berson, Wissenschaftliche Luftfahrten; 3 Bände, Braunschweig 1899.

1900.

2. Karl T. Fischer, Ein neues Barometer (»Luftdruckaräometer«); Illustrierte Aeronautische Mitteilungen **4**, Nr. 3, Juli 1900, S. 68/70; auch Physikalische Zeitschrift **1**, Nr. 37, 1900, S. 394.

1901.

3. Herm. Ebert, Über die Bedeutung luftelektrischer Messungen im Freiballon; Ill. Aeron. Mitt. **5**, Nr. 1, Jan. 1901, S. 11/24. Weitere Messungen der elektrischen Zerstreuung im Freiballon; ebenda Nr. 2, April 1901, S. 59/60.
4. Herm. Ebert, Magnetische Messungen im Ballon; Ill. Aeron. Mitt. **5**, Nr. 4, Okt. 1901, S. 137/146.

1902.

5. Herm. Ebert, Elektronen-Aspirationsapparat; Ill. Aeron. Mitt. **6**, Nr. 4, Okt. 1902, S. 178/183, und: Die Eichung des Elektronen-Aspirationsapparates; ebenda **7**, Nr. 1, Jan. 1903, S. 10/18.

1903.

6. Nach Aßmann, Ein neuer Registrierapparat für Sondierballons; Ill. Aeron. Mitt. **7**, Nr. 4, April 1903, S. 122.

1904.

7. K. v. Bassus, Einfache Fernrohrablesung für Thermometer; Ill. Aeron. Mitt. **8**, Nr. 11, Nov. 1904, S. 346/349, auch ebenda **11**, Nr. 9, Sept. 1907, S. 327.
8. H. W. L. Moedebeck, Taschenbuch zum praktischen Gebrauch für Flugtechniker und Luftschiffer, 2. Aufl. Berlin W 1904, W. H. Kühl.

1905.

9. Ad. Marcuse, Handbuch der geographischen Ortsbestimmung; F. Vieweg & Sohn, Braunschweig 1905; bes. Anhang.

1906.

10. Alfred Wegener, Astronomische Ortsbestimmung im Ballon; Ill. Aeron. Mitt. **10**, Nr. 4, Apr. 1906, S. 116/121; auch: Astronomische Ortsbestimmungen des Nachts bei der Ballonfahrt vom 5. bis 7. April 1906; ebenda, Nr. 6, Juni 1906, S. 205/207.

1907.

11. Ad. Marcuse, Die astronomische Ortsbestimmung im Ballon und ihre Bedeutung für die Luftschiffahrt; Ill. Aeron. Mitt. **11**, Nr. 1, Jan. 1907, S. 20/25.
12. R. Nimführ, Über eine neue automatische Abstellvorrichtung der Schreibfedern von Registrierapparaten für unbemannte Freiballons und eine neue Methode der Fixierung der Diagramme; Ill. Aeron. Mitt. **11**, Nr. 3, März 1907, S. 78/81.

1908.

13. A. Bestelmeyer, Ein Ballonvariometer zur Messung der Vertikalgeschwindigkeit; Ill. Aeron. Mitt. **12**, Nr. 21, 21. Okt. 1908, S. 656/657; auch: Physikalische Zeitschrift **9**, 1908, S. 863.
14. A. F. nach Anschütz-Kämpfe, Der Kreisel als Richtungsweiser auf der Erde mit besonderer Berücksichtigung seiner Anwendbarkeit in Luftschiffen; Ill. Aeron. Mitt. **12**, Nr. 25, 18. Dez. 1908, S. 792/793.

1909.

15. K. v. Bassus, Thermograph zur Registrierung der Füllungstemperatur von Luftschiffen und Freiballons; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 17, 25. Aug. 1909, S. 755/757.
16. Bidlingmeier, Über die magnetische Ortsbestimmung im Ballon; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 22, 3. Nov. 1909, S. 975/983.
17. Werner Bleines, Sauerstoff- und Atmungsvorrichtungen für Luftschiffe; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 20 und 23, 6. Okt. und 17. Nov. 1909, S. 900/903 u. 1029/1040.
18. A. Brill, Ein Verfahren zur Auswertung astronomischer Positionsbestimmungen; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 22, 3. Nov. 1909, S. 988/994; auch Ila-Wochenrundschau Nr. 4.
19. E., Die Freiballons der Ila, ihre Herstellung und Ausrüstung; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 16, 11. Aug. 1909, S. 704/711.
20. H. H. Kritzinger, Der Peilkompaß im Freiballon; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 22, 3. Nov. 1909, S. 984/987.
21. Ad. Marcuse, Neuer Beitrag zur Frage der Ortsbestimmung im Ballon; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 22, 3. Nov. 1909, S. 984.
22. Ad. Marcuse, Anleitung zur astronomischen Ortsbestimmung im Ballon; Berlin 1909, G. Reimer.
23. P. A. Meckel, Ein Beitrag zur Frage der Balloninstrumente; Ill. Aeron. Mitt. **13**, Nr. 26, 29. Dez. 1909, S. 1151/1152.

1910.

24. A. Bestelmeyer, Zur Theorie des Ballonvariometers; Physikalische Zeitschrift **11**, 1910, S. 763/768.
25. A. Bestelmeyer, Zur Benutzung des Kompasses im Ballon, Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **14**, Nr. 24, 30. Nov. 1910, S. 17/18.
26. Böninger, Über statische und dynamische Luftdruckmessungen; Flugsport **2**, Nr. 2, 22. Jan. 1910, S. 35/42.
27. A. Brill, Über eine neue einheitliche Methode zur nautischen und aeronautischen Ortsbestimmung aus Gestirnsbeobachtungen; Frankfurt a. M.; auch: Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie 1910, Nr. 11, und 1911, Sonderabdruck Berlin 1911.
28. P. P. Ewald, Die Vertikalkomponente des Windes; ZFM **1**, Nr. 15, 13. Aug. 1910, S. 195/197.
29. Emil Kraft v. Helmhacker, Über das Registrieren horizontaler Luftschwankungen bei Luftschiffen und Flugapparaten; Flug- und Motortechnik **4**, Nr. 4 u. 5, 25. Febr. und 10. März 1910, S. 140/144 und 170/172.
30. Nach Marcuse, Über Ortsbestimmung bei der Luftschiffahrt; Flug- und Motortechnik **4**, Nr. 5, 10. März 1910, S. 169/170.
31. O. Voigt, Luftschiffahrt, Flugtechnik und Sport, Nr. 10, 1910.
32. Ohne Verfasser, Ein Peilkompaß für Luftschiffe; Flug- und Motortechnik **4**, Nr. 23, 10. Dez. 1910, S. 929/931.

1911.

33. K. Bassus und A. Schmauß, Zur Gastemperatur des Zeppelinluftschiffes Schwaben; ZFM **2**, Nr. 23, 16. Dez. 1911, S. 295/297.
34. H. Boykow, Praktische Flugzeug-Navigation; ZFM **2**, Nr. 5 und 6, 11. und 24. März 1911, S. 66/68 und 77/79.
35. H. Boykow, Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument; ZFM **2**, Nr. 9, 13. Mai 1911, S. 116/120.
36. H. Boykow, Navigation mittels Derivators; ZFM **2**, Nr. 11, 10. Juni 1911, S. 145/147.
37. Hans Boykow, Aeronavigation; Österr. Flug-Zeitschrift **5**, Nr. 14, 25. Juli 1911, S. 374/376.
38. A. Brill, Instrument zur graphischen Auswertung astronomischer Positionsbestimmungen nach der Standlinienmethode; Luftschiffahrt, Flugtechnik und Sport Nr. 24, 31. August 1911; auch: Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **15**, Nr. 17, 23. Aug. 1911, S. 18/21.

---

[1]) Zusammengestellt 1921 im Auftrage der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof, und bis Ende 1922 weitergeführt. Teilweise in einem amerikanischen Instrumenten-Bericht, s. nächstes Heft und NfL 22/3. 26, verwertet. Innerhalb der Jahre ABC-Anordnung.

Leser, die etwaige Ergänzungen der Schriftleitung mitteilen, fördern unsere Arbeit; es sei ihnen im voraus gedankt!

Der Bearbeiter.

Digitized by Google

39. M. Dieckmann, Messung des elektrischen Potentialgefälles in der Nachbarschaft eines Zeppelinluftschiffes; ZFM **2,** Nr. 1, 14. Jan. 1911, S. 1/5.
40. W. Hormel, Ein Beitrag zur astronomischen Ortsbestimmung mit dem Voigtschen Instrument; Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **15,** Nr. 5, 7. März 1911, S. 14/18.
41. F. Linke, Aeronautische Meteorologie, 1. Aufl., 2 Bände; Frankfurt a. M. 1911, F. B. Auffahrt.
42. P. Ludewig, Die Messung vertikaler Luftströmungen; 8°, 30 S., 4 Taf., Leipzig 1911, S. Hirzel.
43. Marcuse, Bemerkungen zur astronomischen Ortsbestimmung im Luftfahrzeug; Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **15,** Nr. 24, 29. Nov. 1911, S. 24/25.
44. Ad. Mehl, Der Freiballon; 2 Bände, Stuttgart, ohne Jahr, Frankhsche Verlagsbuchhandlung.
45. A. Schmauß, Die Höhenmessungen bei Flugveranstaltungen, Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **15,** Nr. 6, 22. März 1911, S. 11/16.
46. A. Frhr. v. Soden und Cl. Dornier, Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, I. Die Ermittelungen der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre; ZFM **2,** Nr. 19, 14. Okt. 1911, S. 241/245.
47. O. Voigt, Astronomische Ortsbestimmung im Luftfahrzeug, Vortrag vom 14. Jan. 1911.
48. Ohne Verfasser, Die Orientierungsfrage; und E. Wippich, »Orion«, ein neuer Auswertungsapparat für astronomische Ortsbestimmung in der Luft und auf der See; Der Motorwagen **14,** Nr. 10, 10. April 1911, S. 224/227 und 227/228.
49. Ohne Verfasser, Die Anémo-Bussole; Österr. Flug-Zeitschrift **5,** Nr. 1, 10. Jan. 1911, S. 20.
50. Ohne Verfasser, Ein verbesserter Ballonapparat, das Vertikal-Doppel-Anemometer; Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt **15,** Nr. 5, 7. März 1911, S. 22/23.
51. Ohne Verfasser, Astronomische Aeronavigation; Österr. Flugzeitschrift **5,** Nr. 15 u. 16, 10. u. 25. August 1911, S. 403 bis 406 und 430/432.

1912.

52. F. Bendemann, Referat über den Nutzen der wissenschaftlichen Arbeit für die Luftschiffahrt und Flugtechnik; Verhandlungen der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft am 3. bis 5. November 1911 zu Göttingen, München und Berlin 1912, S. 42/49, Diskussion S. 49/54.
53. A. Bestelmeyer, Ballonvariometer; DLZ **16,** Nr. 25, 11. Dez. 1912, S. 615.
54. G. von dem Borne, Ein einfacher Winddruckschreiber; ZFM **6,** Nr. 14, 27. Juli 1912, S. 188/189.
55. G. von dem Borne, Aneroidvariometer zur Feststellung der Vertikalgeschwindigkeit im Freiballon; DLZ **16,** Nr. 22, 24. Okt. 1912, S. 538.
56. G. von dem Borne, Theorie eines Windschreibers; ZFM **3,** Nr. 20, 26. Okt. 1912, S. 261 u. 264.
57. H. Boykow, Bestimmung des Vorhaltewinkels beim Abwerfen von Bomben aus Flugzeugen; ZFM **3,** Nr. 19, 12. Okt. 1912, S. 248/250.
58. H. Boykow, Orientierung und Navigation im Luftfahrzeug; DLZ **16,** Nr. 22, 24. Okt. 1912, S. 530/534.
59. A. Brill, Instrument zur graphischen Auswertung astronomischer Positionsbestimmungen nach der Standlinienmethode; Frankfurt a. M. 1912, Hartmann & Braun.
60. F., Geschwindigkeitsmessungen von Luftschiffen; Der Motorwagen **15,** Nr. 12, 30. April 1912, S. 314.
61. O. Ebersbach, Ballon-Thermometer; Der Motorwagen **15,** Nr. 33, 30. Nov. 1912, S. 767/768.
62. G. Gehlhoff, Über Kompasse für Luftfahrzeuge; DLZ **16,** Nr. 15, 24. Juli 1912, S. 369/370.
63. Glund und Frhr. v. Soden, Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin-Friedrichshafen. V. Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation; ZFM **3,** Nr. 7, 13. April 1912, S. 97/101.
64. E. Hartmann, Ein Libellenquadrant in neuer Form für astronomische Ortsbestimmungen (Zahnbogen-Höhenmesser); Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie **40,** Nr. 9, 1912, S. 486/488; auch DLZ **16,** Nr. 20, 2. Okt. 1912, S. 495/496.
65. K. Hoetken, Über ein neues Instrument zur Ermittlung des Steuerwinkels und der resultierenden Geschwindigkeit bei Flugzeugen und über die Anwendung der Nomographie zur Lösung solcher Aufgaben; DLZ **16,** Nr. 24, 27. Nov. 1912, S. 577/580.
66. H. H. Kritzinger, Ein neuer Kompaß für Flugzeuge; DLZ **16,** Nr. 11, 29. Mai 1912, S. 278/279.
67. S. v. Kolbe, Zur Frage der Ortsbestimmung nach Fixsternen mit dem Libellenquadranten; DLZ **16,** Nr. 5, 6. März 1912, S. 105/106.
68. W. Leick, Astronomische Ortsbestimmungen mit besonderer Berücksichtigung der Luftschiffahrt; 8°, 130 S. Leipzig 1912, Quelle & Meyer.
69. W. Leick, Astronomische Ortsbestimmungen mit Hilfe von Nomogrammen; ZFM **3,** Nr. 17, 14. Sept. 1912, S. 230/231.
70. W. Lindt, Ein Libellenquadrant in neuer Form für astronomische Ortsbestimmungen; DLZ **16,** Nr. 11, 29. Mai 1912, S. 273 u. 274; ferner Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie **40,** Nr. 1, 1912.
71. Leo Rott, Messung der Luftströmungen; Österr. Flug-Zeitschrift **6,** Nr. 6, 7, 14 und 21, 25. März, 10. April, 25. Juli und 10. Nov. 1912, S. 133/137, 157/162, 342/345 u. 500/505.
72. H. v. Schroetter, Hygiene der Aeronautik und Aviatik; Wien und Leipzig 1912.
73. H. Steffen und O. Bertram, Orientierung auf Überlandflügen; Berlin 1912, H. Eisenschmidt.
74. H. Thurn, Die Funkentelegraphie auf der »Ala«. ZFM **3,** Nr. 10 und 12, 25. Mai und 29. Juni 1912, S. 135/139 und 159/163.
75. R. Topp, Der Kompaß im Flugzeug; Der Motorwagen **15,** Nr. 35, 20. Dez. 1912, S. 809/813.
76. A. Wedemeyer, Instrument zur Auswertung von Gestirnshöhenbeobachtungen in der Karte; ZFM **3,** Nr. 1, 13. Jan. 1912, S. 3/5.
77. Wittmaak, Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen; ZFM **3,** Nr. 19, 12. Okt. 1912, S. 250/253.
78. H. Zeyssig, Bombenwerfen aus Flugzeugen; Der Motorwagen **15,** Nr. 30 u. 36, 31. Okt. und 31. Dez. 1912, S. 697/700 und 836/837.
79. Ohne Verfasser, »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik«; Berlin 1912, S. 1/33, besonders S. 28/31.
80. Ohne Verfasser, Die wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeugaussatellung; ZFM **3,** Nr. 9 und 10, 11. und 25. Mai 1912, S. 121/124 und 133/135.
81. Ohne Verfasser, Tachometer für Flugzeuge; Flugsport **4,** Nr. 22, 23. Okt. 1912, S. 832/833.
82. Ohne Verfasser, Flugzeuge von der Herbstflugwoche in Johannisthal; ZFM **3,** Nr. 20, 26. Okt. 1912, S. 262/265 (Bombenvisiere).

1913.

83. Aßmann, »Vorschläge zum Studium der atmosphärischen Vorgänge im Interesse der Flugtechnik«; Jahrbuch der WGF **1,** 1912/13, 1. Lieferung, S. 39/44.
84. Karl Bamberg, Bemerkungen zu dem Bericht über Kompaßbeobachtungen im Luftschiff »Hansa«; ZFM **4,** Nr. 21, 15. Nov. 1913, S. 292.
85. G. von dem Borne, Aneroidvariometer zur Feststellung der Vertikalgeschwindigkeit im Ballon; Österr. Flug-Zeitschrift **7,** Nr. 4, 25. Febr. 1913, S. 91.
86. H. Boykow, Luftschiffnavigation im Nebel; ZFM **4,** Nr. 15, 16. Aug. 1913, S. 206/208.
87. H. Boykow, Zur Dämpfungsfrage bei Luftfahrzeugkompassen; ZFM **4,** Nr. 18, 27. Sept. 1913, S. 248/250.
88. H. Boykow, Ermittelung der Navigationsdaten im Luftschiff; ZFM **4,** Nr. 20, 25. Okt. 1913, S. 273/279.
89. Th. Bruger, Über einen neuen Kreiselkompaß; Jahrbuch der WGF **1,** 1912/13, Berlin 1913, 2. Lieferung, S. 125/129.
90. H. Gerdien, Der Luftgeschwindigkeitsmesser der Siemens & Halske A.-G. (Vortrag); Verhandlungen der Gesellschaft Deutscher Naturforscher und Ärzte, 85. Versammlung zu Wien, 1913, 2. Teil, 1. Hälfte, S. 234/238.
91. Grosse, Ort- und Zeitbestimmungen; DLZ **17,** Nr. 10, 14. Mai 1913, S. 235/236.
92. I. W. Haase-Spe, Der Retter Sauerstoff in seinen Beziehungen zur Luftfahrt; Dräger-Hefte, Nr. 11, Mai 1913, S. 81, 84/87.
93. W. Hoff, Versuche an Doppeldeckern zur Bestimmung ihrer Eigengeschwindigkeit und Flugwinkel; Jahrbuch der WGF **1,** 1912/13, Berlin 1913, 2. Lieferung, S. 123/124, und 3. Lieferung (Sonderheft), S. 1/57.
94. v. Kobbe, Äußerung zu dem Aufsatz des Herrn Dr. H. H. Kritzinger »Zur Theorie des Libellenquadranten«; DLZ **17,** Nr. 10, 14. Mai 1913, S. 236.
95. H. H. Kritzinger, Zur Theorie des Libellenquadranten; DLZ **17,** Nr. 4 und 10, 19. Febr. und 14. Mai 1913, S. 85/87 und 236.
96. F. Linke, Windbewegungen in der Nähe des Bodens, Böigkeit des Windes; Jahrbuch der WGF **1,** 1912/13, Berlin 1913, 1. Lieferung, S. 45/47.
97. F. Linke, Die meteorologische Ausbildung des Fliegers, 1. Aufl., München und Berlin 1913.
98. Meldau und J. Möller, Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, VIII. Bericht über Kompaßbeobachtungen im Luftschiff »Hansa«;
J. Möller, IX. Bericht über astronomische und magnetische Ortsbestimmungsversuche an Bord des Luftschiffes »Hansa«; ZFM **4,** Nr. 18, 27. Sept. 1913, S. 243/245 bzw. 245/246.
99. Bemerkungen von Polis, von dem Borne, Süring, Wachsmuth zu den Vorträgen von Aßmann und Linke; Jahrbuch der WGF **1,** 1912/13, 1. Lieferung, S. 64/68.
100. A. Schütze, Sternzeit-Transformator; Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie, Febr. 1913.

Digitized by Google

101. K. Schwarzschild, Libellenhorizont und Libellensextant; ZFM **4**, Nr. 13, 12. Juli 1913, S. 177/180.
102. Seppeler, Ein einfaches Verfahren zu raschen Brennstoffverbrauchsmessungen an Benzinmotoren; ZFM **4**, Nr. 20, 25. Okt. 1913, S. 265/266.
103. B. Wachsmuth, Eine Ausstellung von Meßapparaten; Jahrbuch der WGF **1**, 1912/13, Berlin 1913, 2. Lieferung, S. 133/151.
104. A. Wigand und G. Lutze, unter Mitarbeit von E. Everling und G. Jenrich, Physikalische Untersuchungen im Freiballon I. Abhandlungen der Naturforschenden Gesellschaft Halle a. S., Neue Folge Nr. 2, 1913, 39 S.
105. —r—, Bericht über die erste ordentliche Mitgliederversammlung der WGF; ZFM **4**, Nr. 5, 15. März 1913, S. 50/52.
106. Ohne Verfasser, Wissenschaftliche Instrumente; DLZ **17**, Nr. 5, 5. März 1913, S. 103/114.
107. Ohne Verfasser, Preisausschreiben für einen Wettbewerb um einen aufzeichnenden Beschleunigungsmesser für Flugzeuge; ZFM **4**, Nr. 14, 26. Juli 1913, S. 199/200.
108. Ohne Verfasser, Vorträge der II. Hauptversammlung der WGF Juni 1913, ZFM **4**, Nr. 23, 13. Dez. 1913, S. 309/311.

1914.

109. E. Everling, Messungen des elektrischen Spannungsgefälles in der freien Atmosphäre bis 9000 m Höhe. Verhandlungen der Deutschen Physikalischen Gesellschaft **16**, Nr. 5, 1914, S. 240/244.
110. R. Eyb, Fliegerhandbuch; Berlin W 62, 1914, B. C. Schmidt & Co.
111. G. Fuhrmann, Ein Fluggeschwindigkeitsmesser mit Luftdruck- und Temperaturkompensation; Jahrbuch der DVL **1**, 1912/13, Berlin 1914, S. 232/236.
112. H. Gerdien, Ein Apparat zur Untersuchung der Windstruktur (Anemoklinograph) der Siemens & Halske-A.-G.; Jahrbuch der WGF **2**, 1913/14, Berlin 1914, 1. Lieferung, S. 67/78; Diskussion S. 79/80.
113. W. Hoff (u. F. Bendemann), Neue aufzeichnende Kraftmeßgeräte und einige Messungen im Flugzeug; ZFM **5**, Nr. 1 und 2, 17. u. 31. Jan. 1914, S. 3/5 u. 17/22.
114. B. Katzmayr, Das Verhalten von Staugeräten bei Neigungen zur Strömungsrichtung; Der Motorwagen **17**, Nr. 13, 10. Mai 1914, S. 303/306.
115. B. Katzmayr, Der Ripograph; Österr. Flug-Zeitschrift **8**, Nr. 22/23, 1. Dez. 1914, S. 360/361.
116. G. Lutze und E. Everling, unter Mitarbeit von A. Wigand und G. Jenrich, Physikalische Untersuchungen im Freiballon II., Abhandlungen der Naturforschenden Gesellschaft Halle a. d. S., Neue Folge Nr. 3, 1914, 79 S.
117. Gustav E. Macholz, Flugrichtungskompaß, System Wäller; Österr. Flug-Zeitschrift **8**, Nr. 3/4, Febr. 1914, S. 42/43.
118. Bericht des Ausschusses für Meßwesen; Jahrbuch der WGF **2**, 1913/14, 3. Lieferung, S. 223/236.
119. v. Parseval, Kritischer Bericht des Prüfungsausschusses zur Beurteilung von Erfindungen; Jahrbuch der WGF **2**, 1913/14, Berlin 1914, 3. Lieferung, S. 193/195.
120. A. Pröll, Luftfahrt und Mechanik; Jahrbuch der WGF **2**, 1913/14, Berlin 1914, 2. Lieferung, S. 94/113; Diskussion S. 113/117.
121. (Reißner), Preisausschreiben für einen Wettbewerb um einen aufzeichnenden Beschleunigungsmesser für Flugzeuge; Jahrbuch der WGF **2**, 1913/14, Berlin 1914, 1. Lieferung, S. 31/34.
122. A. Wigand, Wissenschaftliche Hochfahrten im Freiballon; Fortschritte der Naturwissenschaftlichen Forschung, Bd. 10, Heft 6, Berlin und Wien 1914, S. 203/272.

1915.

123. Wilhelm Krebs, Kompaßstörungen im Nebel; Der Motorwagen **18**, Nr. 1, 10. Jan. 1915, S. 12/13.
124. v. Soden-Fraunhofen, Untersuchungen an Luftschrauben am Stand und in der Fahrt beim Luftschiffbau Zeppelin; Jahrbuch der WGF **8**, 1914/15, Berlin 1915, 1. Lieferung, S. 74/101.
125. Ohne Verfasser, Der Sperry-Abdrift-Anzeiger; Flugsport **7**, Nr. 18, 8. Sept. 1915, S. 564/565.

1916.

126. E. Everling, Eine vereinfachte Atmungsmaske für Flugzeuge; DLZ **20**, Nr. 3/4, Febr. 1916, S. 35/36.
127. Otto Hauser, Elektrisches Fernthermometer zur Messung der Kühlwassertemperatur in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen; ZFM **7**, Nr. 7/8, 29. April 1916, S. 49/50.
128. E. Sohn, Der Flieger und sein Flugzeug; Berlin-Charlottenburg 2, 1916, C. J. E. Volckmann.
129. Oskar Velten, Die Elektrizität im Flugzeug; ZFM **7**, Nr. 7/8, 29. April 1916, S. 50/51.
130. Ohne Verfasser, Geschwindigkeitsmesser für Flugzeuge; Mitteilungen des k. k. Österr. Aero-Clubs 1916; abgedruckt im Bulletin des Schweiz. Aero-Clubs, Okt. 1916, S. 152/154.
131. Ohne Verfasser, Zur Geschwindigkeitsmessung im Luftfahrzeug; Bulletin des Schweiz. Aero-Clubs, Nov. 1916, S. 162.

1917.

132. E. Alt, Meteorologie für Flieger; Berlin 1917.
133. K. Bassus, Die physikalischen Grundlagen der Höhennavigation; München 1917.
134. E. Everling, Vorläufiges Ergebnis der Versuchsflüge mit der Meßnabe; TB **I**, Nr. 2, 1. April 1917, S. 54/56.
135. E. Everling, M. Iklé und E. Sieber, Flossendruckmessungen; TB **I**, Nr. 6, 15. Okt. 1917, S. 302/313.
136. E. Everling und W. Zabel, Das Verhalten des Flugzeuges im Fluge; TB **I**, Nr. 6, 15. Okt. 1917, S. 313/318.
137. E. Everling, Die Messung von Flugleistungen in England; ZFM **8**, Nr. 19/20, 21/22 und 23/24, 27. Okt., 29. Nov. und 29. Dez. 1917, S. 154/155, 163/166 und 182/185.
138. W. Hoff, Seilkraftmessungen; TB **I**, Nr. 3, 20. April 1917, S. 61/75.
139. E. Jacobi, Die Messung von Flugzeuggeschwindigkeiten; TB **II**, Nr. 1, 20. Dez. 1917, S. 99/110.
140. Fritz Keller, Der Flugzeugführer; Berlin-Charlottenburg 2, 1917, C. J. E. Volckmann.
141. K. Kutzbach, Motorenuntersuchungen im Flugzeug; TB **I**, Nr. 6, 15. Okt. 1917, S. 325/328.
142. F. Linke, Die meteorologische Ausbildung des Fliegers; 2. Aufl., München und Berlin 1917.
143. P. Ludewig, Das Wesen und die Eigenschaften der radioaktiven Leuchtfarben; Österr. Flug-Zeitschrift **11**, Nr. 1/2, Jan. 1917, S. 23/24.
144. M. Munk, Rumpf und Schraube (Mitteilung 14 der MVA); TB **II**, Nr. 1, 20. Dez. 1917, S. 25/29.
145. O. Prochnow, Die Skalenberechnung zum deutschen Bombenvisier für Flugzeuge; TB **II**, Nr. 1, 20. Dez. 1917, S. 135 bis 141.
146. Wilke, Tachometer mit Ablesevorrichtung, ZdVdI **61**, 31. März 1917, S. 297.
147. W. Wilke, Über die Veränderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes; ZFM **8**, Nr. 11/12, 30. Juni 1917, S. 100/110.
148. Nach Wilke, Umdrehungsfernanzeiger; ZdVdI **61**, 11. Aug. 1917, S. 676/677.
149. Ohne Verfasser, Über Geschwindigkeitsmesser; Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, 30. Jan. 1917, S. 28/31.
150. Ohne Verfasser, Französische Zielvorrichtung zum Abwerfen von Bomben aus Luftfahrzeugen; Flugsport **9**, 1917, S. 374.

1918.

151. Benesch, Scheinwerferanlage italienischer Flugzeuge; Österr Flug-Zeitschrift **12**, Nr. 17/18, Sept. 1918, S. 173/177.
152. K. Bennewitz, Über flugtechnische Instrumente; TB **III**, Nr. 5, 1918, S. 160/165.
153. Nach englischer Darstellung, Bombenabwurf und das Goerzsche Zielfernrohr; Flugsport **10**, Nr. 1, 2. Jan. 1918, S. 2/7.
154. H. Erblich, Fliegerschule; Berlin W 62, 1918, R. C. Schmidt & Co. 2. Auflage. [1. Auflage 1912).
155. E. Everling, Schraubenkraft und Meßnabe, Mitteilung aus der DVL; TB **II**, Nr. 2, 20. März 1918, S. 353/358.
156. V. Heidelberg und A. Hölzel, Neuere Geschwindigkeitsmessungen; TB **III**, Nr. 5, 1918, S. 174/179.
157. W. Hort, Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen; ZFM **9**, Nr. 11/12, 28. Juni 1918, S. 60/71.
158. W. Immler, Flugzeugkompaßwesen und Flugsteuerkunde; Berlin-Charlottenburg 2, 1918.
159. K. Kutzbach, Ergebnisse einiger Höhenflugversuche mit Daimler-, Benz- und Maybachmotoren; TB **III**, Nr. 1, 1918, S. 15/19.
160. Nach Lefranc (»La Nature«), Bordinstrumente der deutschen Flugzeuge; Flugsport **10**, Nr. 23, 6. Nov. 1918, S. 553/560.
161. Schmidt, Vorrichtung zum Eichen von Aspiratoren auf ihre Fördermenge; Zeitschrift für Instrumentenkunde **38**, Nov. 1918, S. 180/181.
162. Wilh. Schmidt, Fehler in den Angaben von Aneroidbarometern; Österr. Flug-Zeitschrift **12**, Nr. 15/16, Aug. 1918, S. 170/171.
163. Th. E. Sönnichsen, Navigation und Seemannschaft im Seeflugzeug; Berlin W 62, 1918, R. C. Schmidt & Co.
164. W. Stieber, Die Meßnabe für Flugzeuge; TB **III**, Nr. 6, 1918, S. 221/229.
165. Nach Tizard (Aeronautical Society), Die Messung der Steigfähigkeit der Flugzeuge; Flugsport **10**, Nr. 1, 2. Jan. 1918, S. 8/18; auch Der Motorwagen **21**, Nr. 3, 31. Jan. 1918, S. 25/30.
166. Wendt, Bombenabwurf aus Flugzeugen; DLZ **22**, Nr. 21/22, 22. Nov. 1918, S. 17/20.
167. Wilke, Untersuchungen über Fliehkraft-Tachometer nach dem Drehpendelprinzip; ZdVdI **62**, 16. u. 23. Nov. 1918, S. 801 u. 829.
168. Wilke, Drehzahl- und Fahrtfernanzeiger für Flugzeuge und Luftschiffe; Der Motorwagen **21**, Nr. 34/36, 10. und 31. Dez. 1918, S. 461/463 und 492/494.

Digitized by Google

169. Ohne Verfasser, Der Flugzeugkompaß; aus »Überall«, Ill. Zeitschrift für Heer und Marine, Juli 1918; Die Deutsche Luftwaffe, Nr. 10, 1918, S. 833/839.
170. Ohne Verfasser, Scheinwerferanlage italienischer Flugzeuge; Österr. Flug-Zeitschrift **12,** Nr. 17/18, Sept. 1918, S. 173/177.

1919.

171. H. Boykow, Bemerkungen zum Artikel: Zur Störungstheorie des Kreiselpendels von R. Grammel; ZFM **10,** Nr. 11/12, 28. Juni 1919, S. 124/125.
R. Grammel, Erwiderung dazu; ebenda, S. 125.
172. O. Enoch, Die Meßnabe für Schrauben- und Motorprüfungen im Fluge; ZFM **10,** Nr. 19, 15. Okt. 1919, S. 208/215.
173. E. Everling, Die Meßnabe und das Schwungrad des Motors; ZFM **10,** Nr. 17/18, 27. Sept. 1919, S. 181/182.
174. E. Everling, Die wahre Neigung von Flugzeugen; Der Motorwagen **22,** Nr. 28, 10. Okt. 1919, S. 531/533.
175. A. Gockel, Über ein neues Instrument zum Bestimmen der Vertikalgeschwindigkeit; Bulletin des Schweiz. Aero-Clubs **13,** 1919, S. 101/102.
176. R. Grammel, Zur Störungstheorie des Kreiselpendels; ZFM **10,** Nr. 1/2, 25. Jan. 1919, S. 1/12.
177. Holm, Zwei Staugeräte; Physikalische Zeitschrift **20,** 15. Jan. 1919, S. 27/30.
178. B. Katzmayr, Untersuchungen eines Staugerätes englischer Herkunft; Österr. Flug-Zeitschrift **13,** Nr. 2, Febr. 1919, S. 25/27.
179. B. Katzmayr, Spannseildehnungsmesser; Österr. Flug-Zeitschrift **13,** Nr. 9, September 1919, S. 142/143.
180. H. Koppe, Aerophysikalische Hochflüge; Ill. Flug-Welt **1,** Nr. 9, 22. Okt. 1919, S. 264/268.
181. Alfred Lechner, Über geodätische Anwendungen des Kreisels; Österr. Flug-Zeitschrift **13,** Nr. 1, Jan. 1919, S. 5/10.
182. H. Lorenz, Technische Anwendungen der Kreiselbewegung; erweiterter Sonderabdruck aus der ZdVdI, Berlin 1919 (ZdVdI **63,** 6. und 13. Dez. 1919, **64,** 17. Jan. 1920, S. 1224 bis 1231, 1250/1257 und 68/69).
183. E. Meyer, Praxis des Fliegenlernens und Fliegens (Beschreibung des Flügelbeanspruchungsmessers von W. Klemperer); ZFM **10,** Nr. 19, 15. Okt. 1919, S. 216; (Höhenatmungsgerät), Nr. 22, 29. Nov. 1919, S. 262/263.
184. K. F. Nägele, Die Prüfung von Fahrzeug- und Flugmotoren; Automobil- und Flugverkehr **1,** 24. Nov. 1919, S. 284/285.
185. K. F. Nägele, Die Brennstoff- und Ölverbrauchsmessung bei Fahrzeug- und Flugmotoren; Der Motorwagen **22,** 31. Dez. 1919, S. 687/693.
186. A. Neuburger, Der Kreisel als Lotse im Luftmeer; Motor, März/April 1919, S. 135 und 203; auch Deutsche Optische Wochenschrift Nr. 43/44, 1919, S. 309/312.
187. Popper-Lynkeus und Löwy, Der Höhenregulator; Physikalische Zeitschrift **20,** 1. Okt. 1919, S. 433/439.
188. Boschkott, Das Flugzeug als aerologisches Forschungsmittel; Österr. Flug-Zeitschrift **13,** Nr. 7, Juli 1919, S. 105/108.
189. O. Schäfer, Die schwingende Saite als Dehnungsmesser; ZdVdI **63,** 11. Okt. 1919, S. 1008/1009.
190. F. Schieferl, Instrumente; Österr. Flug-Zeitschrift **13,** Nr. 5, Mai 1919, S. 65/69.
191. B. Seeliger, Der Böenmesser, ein neues Instrument zur hydrodynamischen Untersuchung des Windes; Physikalische Zeitschrift **20,** 1. Sept. 1919, S. 403/407.
192. B. Thebis und G. Römmler, Instrumentenkunde des Fliegers; Berlin W 1919.
193. Thieme, Richtungsbestimmungen im Luftfahrzeug mittels drahtloser Telegraphie; Luftfahrt **23,** Febr. 1919, S. 21.
194. C. W. Vogelsang, Der Dräger-Sauerstoff-Apparat für Höhenflüge; Automobil- und Flugverkehr, 24. Sept. 1919, S. 239 u. 240.
195. Warburg und Heuse, Über Aneroide; Zeitschrift für Instrumentenkunde, Febr. 1919, S. 41.
196. A. Wigand, Eine Methode zur Messung der Sicht; Physikalische Zeitschrift **20,** 1. April 1919, S. 151/160; auch Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie, Mai/Juni 1919, S. 134/140.
197. A. Wigand, Aerophysikalische Forschungen mit dem Flugzeug; Die Naturwissenschaften **7,** Nr. 28, 11. Juli 1919, S. 487/491.
198. Ohne Verfasser, Registrierender Flüssigkeitskompaß als Fahrtrichtungs-Kontroll-Apparat; Flugsport **11,** Nr. 19, 17. Sept. 1919, S. 675/676.

1920.

199. P. Biber, Instrumente zur Geschwindigkeits- bzw. Volumenmessung gasförmiger und tropfbarflüssiger Körper; Zeitschrift für Feinmechanik **28,** 1919, **29,** 1920, S. 71/74, 81/84, 89/91, 97/98, 105/107, 113/114, 120/122, 129/131, 136/137, 146/147, 152/154, 161/163, 169/171, 178/180, 184/185, 3/5, 13/14 (Nr. 1 und 2); auch als Sonderdruck, Berlin-Nikolassee 1921.
200. H. Boykow, Der Kreisel im Flugzeug; Der Luftweg **4,** Nr. 36/37, 23. Sept. 1920, S. 7/8.
201. H. Boykow, Die instrumentellen Hilfsmittel des Fliegens; (Bericht über Vortrag) NfL **1,** Nr. 8, 26. Nov. 1920, S. 122.
202. Drexler, Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung; (Bericht über Vortrag) NfL **1,** Nr. 4, 29. Oktober 1920, S. 70/71.
203. Freudenthal, Meßverfahren zur Untersuchung von Luftanlagen auf Schiffen. ZdVdI **64,** 15. Mai 1920, S. 371/374.
204. W. Friedensburg, Der Fernkompaß; ZFM **11,** Nr. 15, 15. Aug. 1920, S. 217/220.
205. G. Gehlhoff und H. Latzko, Scheinwerfer für Flugzeuge und ihre Bedeutung für den Nachtflug; Der Luftweg **4,** Nr. 46/47 und 48/49, 2. und 16. Dezember 1920, S. 1/4 und 4/8.
206. Georgi, Mitteilungen über Fortschritte an meteorologischen Beobachtungsinstrumenten; Jahrbuch der WGL **5,** 1920, Berlin 1920, S. 35/36 (kurzer Auszug).
207. Georgi, Die Wildsche Windmaßtafel; Flugsport **12,** 29. Sept. 1920, S. 460/461; ferner: 27. Okt., S. 512.
208. H. Gerdien und R. Holm, Über einen neuen Luftgeschwindigkeitsmesser I; Veröffentlichungen aus dem Siemenskonzern **1,** Nr. 1, 1920, S. 107/121.
209. B. Grammel, Der Kreisel, seine Theorie und seine Anwendungen; Braunschweig 1920.
210. B. Gsell, Die Verwendung von Düsen zur Arbeitsleistung; ZFM **11,** Nr. 11, 15. Juni 1920, S. 159/162.
211. W. Hort, Über die Nacheilung der zwangläufigen Geschwindigkeitsmesser; Zeitschrift für technische Physik, Nr. 11, 1920, S. 243/246.
212. W. Immler, Der Richtungsempfänger als nautisches Instrument; Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie, 1920.
213. O. Knoblauch und K. Henky, Anleitung zur genauen technischen Temperaturmessungen mit Flüssigkeits- und elektrischen Thermometern; München und Berlin 1919.
214. G. König, Energiemessungen durch Steig- und Gleitflüge; ZFM **11,** Nr. 12, 30. Juni 1920, S. 170/173.
215. A. Neuburger, Flugzeug-Steuerzeiger; Verkehrstechnik **1,** 5. Febr. 1920, S. 51/53.
216. M. Schuler, Zur Störungstheorie des Kreiselpendels; ZFM **11** 15. Mai 1920, S. 129.
217. R. Seeliger und K. Lintow, Über die Messung zeitlich veränderlicher Geschwindigkeiten von Gasströmen; Zeitschrift für technische Physik **1,** Nr. 1, 1920, S. 20/27.
218. Wertheim, Der Drexler-Steueranzeiger, ein unentbehrliches Kreiselgerät für das Fliegen in Wolken, bei Nacht und Nebel; Flugsport **12,** 3. März 1920, S. 104/114.
219. O. Wiener, Fliegerkraftlehre; Leipzig 1920.
220. A. Wigand, Aerophysikalische Forschungen mit dem Flugzeuge; Luftfahrt **24,** Nr. 1/2, Jan. 1920, S. 8/10.
221. H. Wilke, Was muß man wissen, um einen Luftfahrerkompaß zu kompensieren? Schweiz. Luftfahrt **2,** 10. April 1920.
222. Ohne Verfasser, Benzinstandmesser; Ill. Flug-Welt **2,** Nr. 4, 18. Febr. 1920, S. 116.
223. Ohne Verfasser, Die Elektrizität im Dienste des Flugwesens; Auto, Rad und Flugzeug **8,** 29. März 1920, S. 2/3.
224. Ohne Verfasser, Flugzeugkontrolluhr (DRP. 324284); Industrie- und Handelszeitung, 3. Okt. 1920.

1921.

225. H. Boykow, Die instrumentelle Unterstützung des Fliegens; Zeitschrift für technische Physik **2,** Nr. 9, Sept. 1921, S. 238 bis 244.
226. F. Budig, Sichtbare Stabilisierung von Luftfahrzeugen; ZFM **12,** Nr. 2, 31. Jan. 1921, S. 22/26.
227. F. Drexler, Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung; Berichte und Abhandlungen der WGL, Nr. 4, April 1921, S. 14 (kurzer Bericht).
228. E. Everling, Das Messen der wahren Neigung; Das Weltall **21,** Nr. 9/10 und 11/12, Febr./März 1921, S. 67/73.
229. E. Everling, Neigungs- und Kurvenmessung bei Flugzeugen; Der Motorwagen **24,** Nr. 24, 31. August 1921, S. 491/493.
230. E. Ewald, Die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Fliegerbildes; Berichte und Abhandlungen der WGL **1,** Nr. 3, Febr. 1921, S. 1/23.
231. W. Klemperer, Zur Frage der Messung der vertikalen Windkomponente; Luftfahrt **25,** Nr. 7, Juli 1921, S. 123/124.
232. E. M., Der Flügel-Beanspruchungsmesser von Klemperer; Der Luftweg **5,** 7. April 1921, S. 105/106.
233. A. Pröll, Druckmessungen am fliegenden Flugzeug; ZFM **12,** Nr. 12, 30. Juni 1921, S. 177/180.
234. A. Stettbacher, Die Erforschung der Atmosphäre im Flugzeug (nach Vortrag A. Wigand); Schweiz. Luftfahrt **3,** Nr. 3, 1921, S. 35/37.
235. A. Stettbacher und M. Richli, Einbau des Meteorographen; Schweizer. Luftfahrt (La Suisse Aérienne) **3,** Nr. 17, 1921, S. 254.
236. E. Waetzmann, Das Abhören von Flugzeugschall; Zeitschrift für technische Physik **2,** Nr. 7, Juli 1921, S. 191/194.
237. Kurt Wegener, Karten für den Luftfahrer; Der Luftweg **5,** Nr. 33/34, 25. August 1921, S. 248/249.
238. C. Wieselsberger, Ein Manometer zur Aufzeichnung der Fluggeschwindigkeiten; ZFM **12,** Nr. 1, 15. Jan. 1921, S. 4/6.

Digitized by Google

239. A. Wigand, Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt; Berichte und Abhandlungen der WGL **1,** Nr. 4, April 1921, S. 43/60.
240. A. Wigand, Ein neuer Sichtmesser; Physikalische Zeitschrift **22,** 1921, S. 484/487.
241. A. Wigand, Methodik aerophysikalischer Flüge, I. Ein Flugzeug-Meteorograph; A. Wigand und A. Wieneke, Methodik aerophysikalischer Flüge II. Die Anbringung von Meteorographen im Flugzeuge; A. Wigand und A. Wieneke, Methodik aerophysikalischer Flüge III. Temperaturmessungen im Flugzeuge; Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre **9,** Nr. 4, 1921, S. 137/147, 148/162, 163/175.
242. A. Wigand und H. Koppe, Messungen des Innengehalts der Luft im Flugzeuge; Mitteilungen der Naturforschenden Gesellschaft zu Halle a. d. S. **6,** Nr. 1, 1921, S. 3/14.

1922.

243. Kurt Bennewitz, Flugzeuginstrumente[1]), Berlin W 62, 1922, Verlag Richard Carl Schmidt & Co., 324 S. (Band VIII des Handbuches der Flugzeugkunde).
244. Paul Böhm, Die Feinmechanik des Drexler-Steuerzeigers; Feinmechanik **1,** Nr. 10, 11. März 1922, S. 153/156.
245. Paul Böhm, Der Kreisel als Wendezeiger; Der Motorwagen **25,** Nr. 10, 10. April 1922, S. 184/188.
246. H. Boykow, Problem der Kompaßablenkung durch zusätzliche Beschleunigungsfelder; ZFM **13,** Nr. 11, 15. Juni 1922, S. 161/163.
247. H. Boykow, Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel (Bericht über Vortrag), NfL **3,** Nr. 26, 2. Juli 1922, S. 349/350, Ziffer 22/26. 11.
248. E. Everling, Sicherheitsvorkehrungen für Flugzeuge; Der Motorwagen **25,** Nr. 24 und 27, 31. August und 30. September 1922, S. 453/467 und 511/516 (darin Angaben über Meßgeräte).
249. E. Everling und H. Koppe, Meßgeräte für Flugzeuge; ZdVdI **99,** Nr. 13, 2. April 1922, S. 322/326.
250. Richard Fuchs und Ludwig Hopf, Aerodynamik; Berlin W 62, 1922, Verlag Richard Carl Schmidt & Co. (Band II des Handbuches der Flugzeugkunde), S. 20/27 (verschiedene Meßgeräte).
251. Heinrich Koppe, Über den Rumpler-Preis-Wettbewerb; ZFM **13,** Nr. 3, 15. Februar 1922, S. 33/40.
252. Heinrich Koppe, Meßgeräte des Segelfliegers (38. Bericht der DVL); ZFM **13,** Nr. 23, 15. Dezember 1922, S. 331/333.
253. H. Kumbruch, Messung strömender Luft mittels Staugeräten; Forschungshaft Nr. 240 des VdI, Berlin 1921, 32 S.
254. Meißner, Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt; Braunschweig 1922, Verlag Friedr. Vieweg & Sohn, Akt.-Ges., 94 S. (Sammlung Vieweg, Heft 61).
255. Pröll, Fliegende Laboratorien; VDI-Nachrichten, Nr. 16a, 19. April 1922, S. 165/166.

Bücherbesprechung.

Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt. Von Reg.-Rat Dr. W. Meißner. Braunschweig 1922, Vieweg & Sohn A.-G. 87 S., 66 Abb., 5 Tab.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, in deren Navigierungsausschuß der Verfasser seinerzeit die Berichterstattung über Höhenmessung übernommen hatte, gab die Anregung zur Veröffentlichung des vorliegenden Heftes, das dementsprechend keine Anleitung zur Navigation oder Ortsbestimmung, sondern nur eine rückblickende und vorausschauende Zusammenstellung aller hierbei angewandten Meßweisen ist.

Das Werkchen wird in drei Abschnitte gegliedert, von denen der erste die optische Entfernungs- und Höhenmessung behandelt. Es wird ein Überblick über die verschiedenen Meßweisen gegeben, die im Laufe des Krieges vor allem von der Artillerie für die Zwecke der Fliegerabwehr ausgebildet worden sind, für die Friedens-Luftfahrt aber nur geringe Bedeutung haben, wenn man von der raschen Ermittlung sportlicher Leistungen, z. B. bei Segelflügen, absieht. Der eingehenden Beschreibung von Ausführungsbeispielen der betreffenden Geräte durch verschiedene Firmen wird an Hand von Abbildungen breiter Raum gewährt.

Der zweite Abschnitt, der die für die praktische Luftfahrt vorläufig noch wichtigste barometrische Höhenmessung behandelt, kommt dabei etwas zu kurz. Nach einer theoretischen Erläuterung der physikalischen Grundlagen kommt der Verfasser besonders auf die Ermittlung der Steigleistungen von Flugzeugen zu sprechen. Leider ist dabei der von Blasius zuerst angegebene »Normaltag« mit einem Ausgangsluftdruck von 762 mm Hg übersehen worden. Auf diesen Normaltag werden auch heute noch die Flugleistungen deutscher Flugzeuge bezogen. Ebenso hätte auf die Temperaturmessung zum Zwecke der genauen Luftdichte- und damit der Höhenmessung etwas mehr eingegangen werden können. Die Bennewitzsche Nachwirkungskompensation wäre besser an dem allgemeineren Ausführungsschema erläutert worden. Wenn außer zwei Ausführungsbeispielen von Höhenmessern bzw. Schreibern überhaupt noch »weitere Firmen, die in größerem Umfange Höhenmesser bauen«, selbst »unter anderem« genannt werden, so ist es dabei recht bedauerlich, daß gerade die Firmen verschwiegen werden, die sich fast ausschließlich mit dem Bau von Höhenmeßgerät befaßt und sich auf diesem Gebiet sehr verdient gemacht haben.

Im dritten Abschnitt geht der Verfasser auf neuere in Entwicklung begriffene Methoden der Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt ein. Die aussichtsreichste davon scheint die akustische zu sein, wogegen diejenige mit Hilfe von elektromagnetischen Wellen vorläufig wenig Erfolg verspricht. Die Entfernungs- und Höhenmessung unter Benutzung von drahtloser Telegraphie wird recht eingehend behandelt, obwohl sie eigentlich nicht recht unter das gestellte Thema fällt, da, wie der Verfasser selbst angibt, »kaum anzunehmen ist, daß die Genauigkeit groß genug sein wird, um die Höhe des Luftfahrzeuges über dem Erdboden bei Erdnähe und Dunkelheit oder Nebel festzustellen.«

Immerhin ändern die erwähnten Mängel, die wohl bei einer Neuauflage Berücksichtigung finden können, nichts an der Tatsache, daß es recht verdienstlich ist, in knapper, volkstümlicher Weise einen Überblick über die Grundlagen und Meßmethoden der Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt zu geben, wenn vielleicht auch in dem Bestreben, sich allgemein verständlich auszudrücken, die Klarheit und Eindeutigkeit einzelner Erläuterungen etwas gelitten haben mag. Koppe.

Flugzeuginstrumente. Von Dr. Kurt Bennewitz. Handbuch der Flugzeugkunde, unter Mitwirkung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen herausgegeben von F. Wagenführ, Oberstleutnant a. D., vormals Major und Kommandeur der Flugzeugmeisterei, Bd. VIII. Gr. 8°. 324 S. Mit 386 Abbildungen im Text. Berlin W 62, 1922, Verlag von Richard Carl Schmidt & Co.

Wer Vorlesungen über Luftfahrtmeßgeräte hielt oder hörte, wer sich in Bau und Anwendung, in Vorschriften und Berechnungen mit diesen Hilfsmitteln des Fliegers befaßte, mußte bisher ein brauchbares Lehr- und Nachschlagebuch über das vielgestaltige Gebiet vermissen. Diese Lücke ist jetzt gefüllt durch das reichhaltige, recht vollständige Werk von Bennewitz. Zugleich liegt damit ein weiterer Band des großzügigen Sammelwerkes vor, in dem die Inspektion des Flugzeugwesens ihre reichen technischen Erfahrungen als ihr Testament niedergelegt hat; es dürfte bald vollzählig erschienen sein, nur der erste und grundsätzlich wichtigste Teil, Flugzeuge, läßt noch auf sich warten.

Der Inhalt zeigt die Vielseitigkeit: Allgemeine Anforderungen Geräte zum Überwachen des Motors (Drehzahl, Benzinstand, Druck, Kühlwassertemperatur), zur Navigation (Höhenmesser, barometrische, mechanische, optische, akustische und elektrische Höhen- bzw. Landungsmessung, Steigmesser, Neigungsmesser nach verschiedenen Grundsätzen, Magnetkompasse, Geschwindigkeits- und Beschleunigungsmesser), zum Beleuchten von Flugzeug und Landeplatz, Signal-, Atem-, Heiz- und verschiedenartige Verständigungsgeräte, endlich Spiegel, Brillen, Uhren, Einstellwinkelmesser, Benzinprüfer, meteorologische Geräte für Wetterdienst oder Flug und anderes mehr, zuletzt praktische Angaben über den Einbau.

Des Verfassers Fähigkeit, scharf einzuteilen, planmäßig zu denken, Lücken in der Systematik auszufüllen, zeigt sich in der großen Zahl eigener Vorschläge, die oft ganz neue, überraschende Lösungswege weisen, und in der Unterteilung des Stoffes.

Bei den gelegentlichen Literaturangaben wird vor allem, wer schon vor dem Kriege mit Luftfahrtmeßgeräten zu tun hatte, manches vermissen; so beim Variometer von Bestelmeyer. Die sachlichen Fragen sollen indes einem besondern Aufsatz vorbehalten werden[1]). Auch wurde z. B. der Vorschlag eines Beschleunigungsmessers »nach Bennewitz« (S. 219), und zwar grundsätzlich richtiger in ringssymmetrischer Form, vor dem Kriege der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt geschützt[2]); und manches andere ist vorbekannt. Es soll jedoch auf Einzelheiten nicht eingegangen und nur erwähnt werden, daß sich im Text manche Versehen und in der technischen Beschreibung der sehr zahlreichen, meist besonders klar gezeichneten und gedruckten Abbildungen hier und da Unstimmigkeiten finden.

All diese kleinen Mängel sind jedoch der Erstausgabe zugute zu rechnen. Bei späteren Auflagen, die wir dem Buche wünschen und vorhersagen, könnte vielleicht auch der Stil mehr beachtet und damit dem Drucker Raum, dem Leser Zeit gespart werden.

Bei der Kritik neuer Vorschläge sollte man ganz allgemein mehr von den Grundsätzen der Mechanik ausgehen. Dann würde manches grundsätzlich Unmögliche vermieden[1]). Bennewitz bedient sich häufig allgemeiner Betrachtungen und oft überraschender Gedankengänge, um dem Leser gangbare Wege zu weisen, aber nicht durchweg bei der Kritik von Erfindungen[1]).

[1]) Vgl. die Buchbesprechung auf dieser Seite.

[1]) Vgl. den Aufsatz des Berichters: »Meßgeräte und Mechanik« in diesem Heft, S. 26 bis 29.

[2]) D. R. P. 278905, Kl. 42 o, Gr. 13, vom 27. Februar 1914; der Gedanke wurde von Herrn Trentepohl und dem Berichter der DVL übergeben.

Digitized by Google

Alles in allem: die Frucht praktischen Erlebens und wissenschaftlichen Erkennens, ein wertvolles Nachschlagewerk auch für Patentrecherchen, ein vortreffliches Hilfsmittel beim Unterricht auf Techniken und Hochschulen, ein Handbuch auch zum Entwerfen, Erbauen, Eichen, Erproben, Einbauen und Betreiben von Flugzeugmeßgeräten! Everling.

Luftfahrt-Instrumente (Aeronautic Instruments). — Luftfahrts-Instrumentenabteilung des U. S.-Eichamts (Aeronautics Instruments Section, Bureau of Standards), 125, 126, 127, 128, (129), 130, 131 und 132. Bericht des U. S. Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics), Washington, Herbst 1922.

1. Teil (125. Bericht). Allgemeine Einteilung und Schrifttum (General Classification of Instruments and Problems Including Bibliography) von Mayo D. Hersey. Grundsätzliche Scheidung in Versuchs- und Gebrauchsgeräte. Überblick über Fragen des Entwurfs, der Verwendung mit Rücksicht auf den Flugzeuginsassen, der Herstellung, des Ersatzes, der Auswahl. Eichung und Einbau. Literaturübersicht von 1892 bis 1921.

2. Teil (126. Bericht). Höhenmeßgeräte (Altitude Instruments) von A. H. Mears, H. B. Henrickson, W. G. Brombacher, John B. Peterson und John B. Freeman. Barometrische Höhenbestimmung. Grundzüge des Höhenmeßbaus. Höhenmesser mit D-förmiger Feder (Short & Mason, R. A. F., Schneider, Naudet, Colombel, Kundsen, deutsche Höhenmesser, Bohne), mit schraubenförmiger Feder (Richard, Hatot, de Giglio, Filotecnica), mit Sonderausführung (Maxaut, Sperry, Tagliabue, deutsche Höhenmesser mit Doppelwirkung), Höhenschreiber mit Innenfeder (Richard, Hüe, Short & Mason, Schneider, Agolini, Stoppani, Kundsen, Friez Sylphon, Bohne), mit außen gelagerter Feder (Richard-Taschengerät, de Giglio, Douglas). Anforderungen an Höhenmesser und Höhenschreiber, Eichverfahren. Entwurf genauer Höhenmesser. Dosenentwurf. Vervielfachung des Ausschlags. Temperaturausgleich. Berichtigung von Vibrations- und Anbringungsfehlern. Präzisions-Höhenmesser 1 des U. S.-Eichamtes. Statoskope und Steiggeschwindigkeitsmesser. Tropfenstatoskope (Wright, Custer, englischer Entwurf). Mechanische Statoskope (Custer). Steiggeschwindigkeitsanzeiger (»Katanoscope«, R. A. F.-Entwurf, Wright, Bestelmayer-Ballon-Variometer, »Vertimeter«); Steiggeschwindigkeitsmesser mit Druckdose (Bureau of Standards, deutsches Gerät). Magnetischer Steiggeschwindigkeitsmesser (holländischer Entwurf). Verbundgeräte. Eichverfahren für Statoskope und Steiggeschwindigkeitsmesser. Temperaturschreiber. Bourdonrohrgerät. Bimetallgeräte. Italienische und deutsche Temperaturschreiber. Mehrfachschreiber (Marvin, Fergusson u. a.). Meteorographen. Stielthermometer zum Ablesen.

3. Teil (127. Bericht). Geschwindigkeitsmeßgeräte (Aircraft Speed Instruments) von Franklin L. Hunt und H. O. Steams. Luftgeschwindigkeitsanzeiger. Pitotrohre, Staurohre, Venturidüsen (Zahn, Foxboro, Sperry, Munroe, Smith, Ogilvie, Clift, Atmos, Pioneer, Badin, Fliott, Bruhn, Bristol, »Precision«, King, Toussaint-Lepère, Colombel). Schalenkreuz-Flugwindmesser (Pensuti-Stauscheibe, Etève-Stauscheibe, Schalenkreuz von Morell, Favre-Bulle). Anforderungen an die Genauigkeit. Prüfergebnisse. Der Einfluß der Höhe auf Flugwindmesser. Eichen von Geschwindigkeitsmessern. Temperatur-, Vibrations-, Reibungs-, Aufhängungs-, Abdrängungs- und Druckeinflüsse. Windkanalversuche und statische Druckmessungen. Flugmessungen zur Eichung von Flugwindmessern. Grundzüge der Flugzeuggeschwindigkeitsmessung. Dreiecksflüge. Messen der Eigengeschwindigkeit aus dem Flugzeug.

4. Teil (128. Bericht). Richtfindungsgeräte (Direction Instruments) von W. S. Franklin, M. H. Stillman, R. L. Sanford, John A. C. Warner, R. C. Sylvander und F. W. Rounds. Längs- und Querneigungsmesser. Kreiselgeräte. Freie Kreisel (Garnier, Hebrard). Neigungsmesser mit Kreiselpendel (Sperry, R. A. F.). Mehrfachkreiselgeräte (Sperry-Stabilisator mit vier Kreiseln, Neigungsschreiber für Meßflüge von J. F. Hayford und L. J. Briggs des Bureau of Standards). Neigungsmesser mit freiem Kreisel wenig verwendet, da große mechanische Schwierigkeiten (Duff und Hyde, Norton-Neigungsschreiber für Kunstflüge des N. A. C. A. in Entwicklung als Verbesserung des Gimbal-Gerätes, R. A. F.-Drehgeschwindigkeitsschreiber für Stabilitätsuntersuchungen). Stabilisatoren für Bombenwurf und Luftbildaufnahme (Gray, Lucian). Eichung von Neigungsmessern und Stabilisatoren. Versuchsergebnisse. Libellen- und Pendel-Neigungsmesser (Längsneigungsmesser französischer Bauart, Libelle des Drexler-Steuerzeigers, Ricker, Warner-N. A. C. A., deutsche und dänische Neigungsmesser, Sperry, Richard, Russet-Pendel mit Flüssigkeitsdämpfung, Pentz-Kompaß). Querneigungsmesser (Libellen von R. A. F., Taylor & Ricker; Pendel-Neigungsmesser von Sperry und Drexler). Leistungen von Neigungsmessern. Absolute Neigungsmessung ohne Kreisel durch Ausnutzen der magnetischen Kraftlinien der Erde, Lichtbildaufnahme (Sonnenbildverfahren der Engländer oder Aufnahme der Flugzeugspiegelung im Wasser), Beobachtung frei fallender Gegenstände, Federpendel. Fliehkraftberichtigung beim Neigungsmesser des Aveline-Stabilisators. Magnetkompasse: Eichung und Verwendung im Flugzeug. Einbau. Beschreibung der Kompaßteile. Amerikanische Kompasse (General Elektric Co., Creagh-Osborne, Sperry, Pentz); englische Kompasse (Creagh-Osborne, R. A. F., Campbell-Bennett); französische Kompasse (Vion, Aéronautique Militaire, Mauve, Devries & Courbet, Monodep, Favé-Kompaß mit Luftdämpfung); deutsche Kompasse (Marine-Kompaß, Ludolph, Sendtner, Pfadfinder, Fernkompaß von Bamberg), Heyn-Briggs-Erdinduktionskompaß. Kreiselkompasse. Kompasse von Kundsen und Stoppani. Steuerzeiger (Pioneer, Sperry). Wende- und Kippzeiger von Pioneer, englische Steuerzeiger (R. A. F., Wright); deutscher Steuerzeiger von Drexler. Prüfung der Steuerzeiger im Fluge.

5. Teil (129. Bericht). Meßgeräte für das Triebwerk (bei der DVL noch nicht eingegangen! D. Ber.).

6. Teil (130. Bericht). Atmungsgeräte (Oxygen Instruments) von F. L. Hunt. Der durchschnittliche Mann atmet 16mal in der Minute, eingeatmete Luftmenge je rd. 0,5 l, d. h. 8 l/min mit insgesamt 1,6 l Sauerstoff als benötigtes Kleinstmaß. Im Fluge infolge erhöhter Arbeitsleistung größere Sauerstoffmengen erforderlich; mit Rücksicht auf unvermeidliche Maskenverluste sind 4 l/min Sauerstoff nicht übertrieben. Amerikanische Forderung für Höhen bis 10 km: 4 l/min Sauerstoff bei Druck von 1 at. Französische Forderung: in 3 km Höhe 0,5 l/min; in 8 km Höhe 2,5 l/min. Für Höhenflüge sind daher für jeden Insassen rd. 150 l/h mitzuführen. In Stahlzylindern verdichteter Sauerstoff in Frankreich und U. S. A., in Deutschland und England flüssiger Sauerstoff. Regeleinrichtungen für Sauerstoffgerät (Dreyer-England, Clark-Dreyer, King-Dreyer, Munerelle, Clark, Pronty-Van Sicklen, Garsaux-Frankreich, Gourdou, Gibbs); Regler für flüssige Luft (deutsche Bauart Ahrend & Heylandt), englische und französische Regler. Prüfgeräte für die Untersuchung von Atemvorrichtungen. Versuchsergebnisse der Prüfung von verschiedenen Atemgeräten.

7. Teil (131. Bericht). Navigierungsgeräte (Aerial Navigation and Navigating Instruments) von H. N. Faton. Navigierungsverfahren. Gebrauch von Geräten zur Richtfindung (Kompaß, Wendezeiger), Gebrauch von Staudruckmessern, Luftwegzeichner von Pioneer. Reisegeschwindigkeitsanzeiger. Theorie der Windversetzung (Windabdrängung). Geräte zur Ermittlung der Windversetzung, Abdrängungsmesser (Sperry, Augus, Wimperis, Christmas, Crocco, Pioneer, Le Prieur, vgl. 21/6. 49), Geräte zum Kursabsetzen (Campbell-Harrison, Bigsworth). Astronomische Ortsbestimmung (Sonnenhöhebestimmung, Verfahren von St. Hilaire, unmittelbare Messung der Sernzeit). Sextanten für Flugzeuge. Künstliche Horizonte (Kreiselgeräte, künstlicher Pendel-Horizont von Russet). Sextanten mit natürlichem Horizont (Baker). Sextanten mit künstlichem Horizont. Libellensextanten (Byrd, Willson. Schwartzschild, R. A. F.). Pendel-Sextant (Pulffrich), Kreisel-Sextanten (Fleuriais, Derrien). Erreichbare Genauigkeit von Sextanten. Zeitmesser. Vorrichtungen zur Ortsbestimmung nach vorliegenden Angaben (Lane Poor, Bygrave). Drahtlose Richtfindung. Verfahren zur F. T.-Peilung und Fehlerquellen.

8. Teil (132. Bericht). Neuere Entwicklung und weiterabliegende Probleme (Recent Developments and Outstanding Problems) von F. L. Hunt. Genauigkeits-Höhenmesser. Jenkine-Höhenmesser für Nachtflüge (»Lichtstrahllot«). Höhenmesser mit Temperaturausgleich. »Silphon«-Steiggeschwindigkeitsanzeiger, Steiggeschwindigkeitsschreiber. Mit Steiggeschwindigkeitsmesser verbundenes Statoskop des U. S. Bureau of Standards. Luftgeschwindigkeitsanzeiger für kleine Geschwindigkeiten (Favre-Bulle). Reisegeschwindigkeitsanzeiger. Erdinduktionskompaß der U. S.-Fliegertruppe. Steuerzeiger. Drehzahlmesser. Ferndrehzahlmesser (Favre-Bulle, Hamilton). Elektrische Fernthermometer (Hartmann & Braun). Navigierungsgeräte. Besondere Probleme: Untersuchung von Metallmembranen für Aneroiddosen. Bourdonrohren. Bimetallischer Temperaturausgleich. Höheneinfluß auf Luftgeschwindigkeitsanzeiger. Tinten für Schreibgeräte. Optische Aufzeichnung mit Laufbildaufnahmen.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Februar: 2000.

Digitized by Google

239. A. Wigand, Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt; Berichte und Abhandlungen der WGL **1,** Nr. 4, April 1921, S. 43/60.
240. A. Wigand, Ein neuer Sichtmesser; Physikalische Zeitschrift **22,** 1921, S. 484/487.
241. A. Wigand, Methodik aerophysikalischer Flüge, I. Ein Flugzeug-Meteorograph; A. Wigand und A. Wieneke, Methodik aerophysikalischer Flüge II. Die Anbringung von Meteorographen im Flugzeuge; A. Wigand und A. Wieneke, Methodik aerophysikalischer Flüge III. Temperaturmessungen im Flugzeuge; Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre **9,** Nr. 4, 1921, S. 137/147, 148/162, 163/175.
242. A. Wigand und H. Koppe, Messungen des Innengehalts der Luft im Flugzeuge; Mitteilungen der Naturforschenden Gesellschaft zu Halle a. d. S. **6,** Nr. 1, 1921, S. 3/14.

1922.

243. Kurt Bennewitz, Flugzeuginstrumente[1]), Berlin W 62, 1922, Verlag Richard Carl Schmidt & Co., 324 S. (Band VIII des Handbuches der Flugzeugkunde).
244. Paul Böhm, Die Feinmechanik des Drexler-Steuerzeigers; Feinmechanik **1,** Nr. 10, 11. März 1922, S. 153/156.
245. Paul Böhm, Der Kreisel als Wendezeiger; Der Motorwagen **25,** Nr. 10, 10. April 1922, S. 184/188.
246. H. Boykow, Problem der Kompaßablenkung durch zusätzliche Beschleunigungsfelder; ZFM **13,** Nr. 11, 15. Juni 1922, S. 161/163.
247. H. Boykow, Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel (Bericht über Vortrag), NfL **3,** Nr. 26, 2. Juli 1922, S. 349/350, Ziffer 22/26. 11.
248. E. Everling, Sicherheitsvorkehrungen für Flugzeuge; Der Motorwagen **25,** Nr. 24 und 27, 31. August und 30. September 1922, S. 453/467 und 511/516 (darin Angaben über Meßgeräte).
249. E. Everling und H. Koppe, Meßgeräte für Flugzeuge; ZdVdI **99,** Nr. 13, 2. April 1922, S. 322/326.
250. Richard Fuchs und Ludwig Hopf, Aerodynamik; Berlin W 62, 1922, Verlag Richard Carl Schmidt & Co. (Band II des Handbuches der Flugzeugkunde), S. 20/27 (verschiedene Meßgeräte).
251. Heinrich Koppe, Über den Rumpler-Preis-Wettbewerb; ZFM **13,** Nr. 3, 15. Februar 1922, S. 33/40.
252. Heinrich Koppe, Meßgeräte des Segelfliegers (38. Bericht der DVL); ZFM **13,** Nr. 23, 15. Dezember 1922, S. 331/333.
253. H. Kumbruch, Messung strömender Luft mittels Staugeräten; Forschungshaft Nr. 240 des VdI, Berlin 1921, 32 S.
254. Meißner, Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt; Braunschweig 1922, Verlag Friedr. Vieweg & Sohn, Akt.-Ges., 94 S. (Sammlung Vieweg, Heft 61).
255. Pröll, Fliegende Laboratorien; VDI-Nachrichten, Nr. 16a, 19. April 1922, S. 165/166.

Bücherbesprechung.

Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt. Von Reg.-Rat Dr. W. Meißner. Braunschweig 1922, Vieweg & Sohn A.-G. 87 S., 66 Abb., 5 Tab.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, in deren Navigierungsausschuß der Verfasser seinerzeit die Berichterstattung über Höhenmessung übernommen hatte, gab die Anregung zur Veröffentlichung des vorliegenden Heftes, das dementsprechend keine Anleitung zur Navigation oder Ortsbestimmung, sondern nur eine rückblickende und vorausschauende Zusammenstellung aller hierbei angewandten Meßweisen ist.

Das Werkchen wird in drei Abschnitte gegliedert, von denen der erste die optische Entfernungs- und Höhenmessung behandelt. Es wird ein Überblick über die verschiedenen Meßweisen gegeben, die im Laufe des Krieges vor allem von der Artillerie für die Zwecke der Fliegerabwehr ausgebildet worden sind, für die Friedens-Luftfahrt aber nur geringe Bedeutung haben, wenn man von der raschen Ermittlung sportlicher Leistungen, z. B. bei Segelflügen, absieht. Der eingehenden Beschreibung von Ausführungsbeispielen der betreffenden Geräte durch verschiedene Firmen wird an Hand von Abbildungen breiter Raum gewährt.

Der zweite Abschnitt, der die für die praktische Luftfahrt vorläufig noch wichtigste barometrische Höhenmessung behandelt, kommt dabei etwas zu kurz. Nach einer theoretischen Erläuterung der physikalischen Grundlagen kommt der Verfasser besonders auf die Ermittlung der Steigleistungen von Flugzeugen zu sprechen. Leider ist dabei der von Blasius zuerst angegebene »Normaltag« mit einem Ausgangsluftdruck von 762 mm Hg übersehen worden. Auf diesen Normaltag werden auch heute noch die Flugleistungen deutscher Flugzeuge bezogen. Ebenso hätte auf die Temperaturmessung zum Zwecke der genauen Luftdichte- und damit der Höhenmessung etwas mehr eingegangen werden können. Die Bennewitzsche Nachwirkungskompensation wäre besser an dem allgemeineren Ausführungsschema erläutert worden. Wenn außer zwei Ausführungsbeispielen von Höhenmessern bzw. Schreibern überhaupt noch »weitere Firmen, die in größerem Umfange Höhenmesser bauen«, selbst »unter anderem« genannt werden, so ist es dabei recht bedauerlich, daß gerade die Firmen verschwiegen werden, die sich fast ausschließlich mit dem Bau von Höhenmeßgerät befaßt und sich auf diesem Gebiet sehr verdient gemacht haben.

Im dritten Abschnitt geht der Verfasser auf neuere in Entwicklung begriffene Methoden der Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt ein. Die aussichtsreichste davon scheint die akustische zu sein, wogegen diejenige mit Hilfe von elektromagnetischen Wellen vorläufig wenig Erfolg verspricht. Die Entfernungs- und Höhenmessung unter Benutzung von drahtloser Telegraphie wird recht eingehend behandelt, obwohl sie eigentlich nicht recht unter das gestellte Thema fällt, da, wie der Verfasser selbst angibt, »kaum anzunehmen ist, daß die Genauigkeit groß genug sein wird, um die Höhe des Luftfahrzeuges über dem Erdboden bei Erdnähe und Dunkelheit oder Nebel festzustellen.«

Immerhin ändern die erwähnten Mängel, die wohl bei einer Neuauflage Berücksichtigung finden können, nichts an der Tatsache, daß es recht verdienstlich ist, in knapper, volkstümlicher Weise einen Überblick über die Grundlagen und Meßmethoden der Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt zu geben, wenn vielleicht auch in dem Bestreben, sich allgemein verständlich auszudrücken, die Klarheit und Eindeutigkeit einzelner Erläuterungen etwas gelitten haben mag. Koppe.

Flugzeuginstrumente. Von Dr. Kurt Bennewitz. Handbuch der Flugzeugkunde, unter Mitwirkung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen herausgegeben von F. Wagenführ, Oberstleutnant a. D., vormals Major und Kommandeur der Flugzeugmeisterei, Bd. VIII. Gr. 8°. 324 S. Mit 386 Abbildungen im Text. Berlin W 62, 1922, Verlag von Richard Carl Schmidt & Co.

Wer Vorlesungen über Luftfahrtmeßgeräte hielt oder hörte, wer sich in Bau und Anwendung, in Vorschriften und Berechnungen mit diesen Hilfsmitteln des Fliegers befaßte, mußte bisher ein brauchbares Lehr- und Nachschlagebuch über das vielgestaltige Gebiet vermissen. Diese Lücke ist jetzt gefüllt durch das reichhaltige, recht vollständige Werk von Bennewitz. Zugleich liegt damit ein weiterer Band des großzügigen Sammelwerkes vor, in dem die Inspektion des Flugzeugwesens ihre reichen technischen Erfahrungen als ihr Testament niedergelegt hat; es dürfte bald vollzählig erschienen sein, nur der erste und grundsätzlich wichtigste Teil, Flugzeuge, läßt noch auf sich warten.

Der Inhalt zeigt die Vielseitigkeit: Allgemeine Anforderungen Geräte zum Überwachen des Motors (Drehzahl, Benzinstand, Druck, Kühlwassertemperatur), zur Navigation (Höhenmesser, barometrische, mechanische, optische, akustische und elektrische Höhen- bzw. Landungsmessung, Steigmesser, Neigungsmesser nach verschiedenen Grundsätzen, Magnetkompasse, Geschwindigkeits- und Beschleunigungsmesser), zum Beleuchten von Flugzeug und Landeplatz, Signal-, Atem-, Heiz- und verschiedenartige Verständigungsgeräte, endlich Spiegel, Brillen, Uhren, Einstellwinkelmesser, Benzinprüfer, meteorologische Geräte für Wetterdienst oder Flug und anderes mehr, zuletzt praktische Angaben über den Einbau.

Des Verfassers Fähigkeit, scharf einzuteilen, planmäßig zu denken, Lücken in der Systematik auszufüllen, zeigt sich in der großen Zahl eigener Vorschläge, die oft ganz neue, überraschende Lösungswege weisen, und in der Unterteilung des Stoffes.

Bei den gelegentlichen Literaturangaben wird vor allem, wer schon vor dem Kriege mit Luftfahrtmeßgeräten zu tun hatte, manches vermissen; so beim Variometer von Bestelmeyer. Die sachlichen Fragen sollen indes einem besondern Aufsatz vorbehalten werden[1]). Auch wurde z. B. der Vorschlag eines Beschleunigungsmessers »nach Bennewitz« (S. 219), und zwar grundsätzlich richtiger in ringssymmetrischer Form, vor dem Kriege der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt geschützt[2]); und manches andere ist vorbekannt. Es soll jedoch auf Einzelheiten nicht eingegangen und nur erwähnt werden, daß sich im Text manche Versehen und in der technischen Beschreibung der sehr zahlreichen, meist besonders klar gezeichneten und gedruckten Abbildungen hier und da Unstimmigkeiten finden.

All diese kleinen Mängel sind jedoch der Erstausgabe zugute zu rechnen. Bei späteren Auflagen, die wir dem Buche wünschen und vorhersagen, könnte vielleicht auch der Stil mehr beachtet und damit dem Drucker Raum, dem Leser Zeit gespart werden.

Bei der Kritik neuer Vorschläge sollte man ganz allgemein mehr von den Grundsätzen der Mechanik ausgehen. Dann würde manches grundsätzlich Unmögliche vermieden[1]). Bennewitz bedient sich häufig allgemeiner Betrachtungen und oft überraschender Gedankengänge, um dem Leser gangbare Wege zu weisen, aber nicht durchweg bei der Kritik von Erfindungen[1]).

[1]) Vgl. die Buchbesprechung auf dieser Seite.

[1]) Vgl. den Aufsatz des Berichters: »Meßgeräte und Mechanik« in diesem Heft, S. 26 bis 29.

[2]) D. R. P. 278905, Kl. 42 o, Gr. 13, vom 27. Februar 1914; der Gedanke wurde von Herrn Trentepohl und dem Berichter der DVL übergeben.

Digitized by Google

Alles in allem: die Frucht praktischen Erlebens und wissenschaftlichen Erkennens, ein wertvolles Nachschlagewerk auch für Patentrecherchen, ein vortreffliches Hilfsmittel beim Unterricht auf Techniken und Hochschulen, ein Handbuch auch zum Entwerfen, Erbauen, Eichen, Erproben, Einbauen und Betreiben von Flugzeugmeßgeräten! Everling.

Luftfahrt-Instrumente (Aeronautic Instruments). — Luftfahrts-Instrumentenabteilung des U. S.-Eichamts (Aeronautics Instruments Section, Bureau of Standards), 125, 126, 127, 128, (129), 130, 131 und 132. Bericht des U. S. Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics), Washington, Herbst 1922.

1. Teil (125. Bericht). Allgemeine Einteilung und Schrifttum (General Classification of Instruments and Problems Including Bibliography) von Mayo D. Hersey. Grundsätzliche Scheidung in Versuchs- und Gebrauchsgeräte. Überblick über Fragen des Entwurfs, der Verwendung mit Rücksicht auf den Flugzeuginsassen, der Herstellung, des Ersatzes, der Auswahl. Eichung und Einbau. Literaturübersicht von 1892 bis 1921.

2. Teil (126. Bericht). Höhenmeßgeräte (Altitude Instruments) von A. H. Mears, H. B. Henrickson, W. G. Brombacher, John B. Peterson und John B. Freeman. Barometrische Höhenbestimmung. Grundzüge des Höhenmeßbaus. Höhenmesser mit D-förmiger Feder (Short & Mason, R. A. F., Schneider, Naudet, Colombel, Kundsen, deutsche Höhenmesser, Bohne), mit schraubenförmiger Feder (Richard, Hatot, de Giglio, Filotecnica), mit Sonderausführung (Maxaut, Sperry, Tagliabue, deutsche Höhenmesser mit Doppelwirkung), Höhenschreiber mit Innenfeder (Richard, Hüe, Short & Mason, Schneider, Agolini, Stoppani, Kundsen, Friez Sylphon, Bohne), mit außen gelagerter Feder (Richard-Taschengerät, de Giglio, Douglas). Anforderungen an Höhenmesser und Höhenschreiber, Eichverfahren. Entwurf genauer Höhenmesser. Dosenentwurf. Vervielfachung des Ausschlags. Temperaturausgleich. Berichtigung von Vibrations- und Anbringungsfehlern. Präzisions-Höhenmesser 1 des U. S.-Eichamtes. Statoskope und Steiggeschwindigkeitsmesser. Tropfenstatoskope (Wright, Custer, englischer Entwurf). Mechanische Statoskope (Custer). Steiggeschwindigkeitsanzeiger (»Katanoscope«, R. A. F.-Entwurf, Wright, Bestelmayer-Ballon-Variometer, »Vertimeter«); Steiggeschwindigkeitsmesser mit Druckdose (Bureau of Standards, deutsches Gerät). Magnetischer Steiggeschwindigkeitsmesser (holländischer Entwurf). Verbundgeräte. Eichverfahren für Statoskope und Steiggeschwindigkeitsmesser. Temperaturschreiber. Bourdonrohrgerät. Bimetallgeräte. Italienische und deutsche Temperaturschreiber. Mehrfachschreiber (Marvin, Fergusson u. a.). Meteorographen. Stielthermometer zum Ablesen.

3. Teil (127. Bericht). Geschwindigkeitsmeßgeräte (Aircraft Speed Instruments) von Franklin L. Hunt und H. O. Steams. Luftgeschwindigkeitsanzeiger. Pitotrohre, Staurohre, Venturidüsen (Zahn, Foxboro, Sperry, Munroe, Smith, Ogilvie, Clift, Atmos, Pioneer, Badin, Fliott, Bruhn, Bristol, »Precision«, King, Toussaint-Lepère, Colombel). Schalenkreuz-Flugwindmesser (Pensuti-Stauscheibe, Etève-Stauscheibe, Schalenkreuz von Morell, Favre-Bulle). Anforderungen an die Genauigkeit. Prüfergebnisse. Der Einfluß der Höhe auf Flugwindmesser. Eichen von Geschwindigkeitsmessern. Temperatur-, Vibrations-, Reibungs-, Aufhängungs-, Abdrängungs- und Druckeinflüsse. Windkanalversuche und statische Druckmessungen. Flugmessungen zur Eichung von Flugwindmessern. Grundzüge der Flugzeuggeschwindigkeitsmessung. Dreiecksflüge. Messen der Eigengeschwindigkeit aus dem Flugzeug.

4. Teil (128. Bericht). Richtfindungsgeräte (Direction Instruments) von W. S. Franklin, M. H. Stillman, R. L. Sanford, John A. C. Warner, R. C. Sylvander und F. W. Rounds. Längs- und Querneigungsmesser. Kreiselgeräte. Freie Kreisel (Garnier, Hebrard). Neigungsmesser mit Kreiselpendel (Sperry, R. A. F.). Mehrfachkreiselgeräte (Sperry-Stabilisator mit vier Kreiseln, Neigungsschreiber für Meßflüge von J. F. Hayford und L. J. Briggs des Bureau of Standards). Neigungsmesser mit freiem Kreisel wenig verwendet, da große mechanische Schwierigkeiten (Duff und Hyde, Norton-Neigungsschreiber für Kunstflüge des N. A. C. A. in Entwicklung als Verbesserung des Gimbal-Gerätes, R. A. F.-Drehgeschwindigkeitsschreiber für Stabilitätsuntersuchungen). Stabilisatoren für Bombenwurf und Luftbildaufnahme (Gray, Lucian). Eichung von Neigungsmessern und Stabilisatoren. Versuchsergebnisse. Libellen- und Pendel-Neigungsmesser (Längsneigungsmesser französischer Bauart, Libelle des Drexler-Steuerzeigers, Ricker, Warner-N. A. C. A., deutsche und dänische Neigungsmesser, Sperry, Richard, Russet-Pendel mit Flüssigkeitsdämpfung, Pentz-Kompaß). Querneigungsmesser (Libellen von R. A. F., Taylor & Ricker; Pendel-Neigungsmesser von Sperry und Drexler). Leistungen von Neigungsmessern. Absolute Neigungsmessung ohne Kreisel durch Ausnutzen der magnetischen Kraftlinien der Erde, Lichtbildaufnahme (Sonnenbildverfahren der Engländer oder Aufnahme der Flugzeugspiegelung im Wasser), Beobachtung frei fallender Gegenstände, Federpendel. Fliehkraftberichtigung beim Neigungsmesser des Aveline-Stabilisators. Magnetkompasse: Eichung und Verwendung im Flugzeug. Einbau. Beschreibung der Kompaßteile. Amerikanische Kompasse (General Elektric Co., Creagh-Osborne, Sperry, Pentz); englische Kompasse (Creagh-Osborne, R. A. F., Campbell-Bennett); französische Kompasse (Vion, Aéronautique Militaire, Mauve, Devries & Courbet, Monodep, Favé-Kompaß mit Luftdämpfung); deutsche Kompasse (Marine-Kompaß, Ludolph, Sendtner, Pfadfinder, Fernkompaß von Bamberg), Heyn-Briggs-Erdinduktionskompaß. Kreiselkompasse. Kompasse von Kundsen und Stoppani. Steuerzeiger (Pioneer, Sperry). Wende- und Kippzeiger von Pioneer, englische Steuerzeiger (R. A. F., Wright); deutscher Steuerzeiger von Drexler. Prüfung der Steuerzeiger im Fluge.

5. Teil (129. Bericht). Meßgeräte für das Triebwerk (bei der DVL noch nicht eingegangen! D. Ber.).

6. Teil (130. Bericht). Atmungsgeräte (Oxygen Instruments) von F. L. Hunt. Der durchschnittliche Mann atmet 16 mal in der Minute, eingeatmete Luftmenge je rd. 0,5 l, d. h. 8 l/min mit insgesamt 1,6 l Sauerstoff als benötigtes Kleinstmaß. Im Fluge infolge erhöhter Arbeitsleistung größere Sauerstoffmengen erforderlich; mit Rücksicht auf unvermeidliche Maskenverluste sind 4 l/min Sauerstoff nicht übertrieben. Amerikanische Forderung für Höhen bis 10 km: 4 l/min Sauerstoff bei Druck von 1 at. Französische Forderung: in 3 km Höhe 0,5 l/min; in 8 km Höhe 2,5 l/min. Für Höhenflüge sind daher für jeden Insassen rd. 150 l/h mitzuführen. In Stahlzylindern verdichteter Sauerstoff in Frankreich und U. S. A., in Deutschland und England flüssiger Sauerstoff. Regeleinrichtungen für Sauerstoffgerät (Dreyer-England, Clark-Dreyer, King-Dreyer, Munerelle, Clark, Pronty-Van Sicklen, Garsaux-Frankreich, Gourdou, Gibbs); Regler für flüssige Luft (deutsche Bauart Ahrend & Heylandt), englische und französische Regler. Prüfgeräte für die Untersuchung von Atemvorrichtungen. Versuchsergebnisse der Prüfung von verschiedenen Atemgeräten.

7. Teil (131. Bericht). Navigierungsgeräte (Aerial Navigation and Navigating Instruments) von H. N. Faton. Navigierungsverfahren. Gebrauch von Geräten zur Richtfindung (Kompaß, Wendezeiger), Gebrauch von Staudruckmessern, Luftwegzeichner von Pioneer. Reisegeschwindigkeitsanzeiger. Theorie der Windversetzung (Windabdrängung). Geräte zur Ermittlung der Windversetzung, Abdrängungsmesser (Sperry, Augus, Wimperis, Christmas, Crocco, Pioneer, Le Prieur, vgl. 21/6. 49), Geräte zum Kursabsetzen (Campbell-Harrison, Bigsworth). Astronomische Ortsbestimmung (Sonnenhöhebestimmung, Verfahren von St. Hilaire, unmittelbare Messung der Sernzeit). Sextanten für Flugzeuge. Künstliche Horizonte (Kreiselgeräte, künstlicher Pendel-Horizont von Russet). Sextanten mit natürlichem Horizont (Baker). Sextanten mit künstlichem Horizont. Libellensextanten (Byrd, Willson. Schwartzschild, R. A. F.). Pendel-Sextant (Pulffrich), Kreisel-Sextanten (Fleuriais, Derrien). Erreichbare Genauigkeit von Sextanten. Zeitmesser. Vorrichtungen zur Ortsbestimmung nach vorliegenden Angaben (Lane Poor, Bygrave). Drahtlose Richtfindung. Verfahren zur F. T.-Peilung und Fehlerquellen.

8. Teil (132. Bericht). Neuere Entwicklung und weiterabliegende Probleme (Recent Developments and Outstanding Problems) von F. L. Hunt. Genauigkeits-Höhenmesser. Jenkine-Höhenmesser für Nachtflüge (»Lichtstrahllot«). Höhenmesser mit Temperaturausgleich. »Silphon«-Steiggeschwindigkeitsanzeiger. Steiggeschwindigkeitsschreiber. Mit Steiggeschwindigkeitsmesser verbundenes Statoskop des U. S. Bureau of Standards. Luftgeschwindigkeitsanzeiger für kleine Geschwindigkeiten (Favre-Bulle). Reisegeschwindigkeitsanzeiger. Erdinduktionskompaß der U. S.-Fliegertruppe. Steuerzeiger. Drehzahlmesser. Ferndrehzahlmesser (Favre-Bulle, Hamilton). Elektrische Fernthermometer (Hartmann & Braun). Navigierungsgeräte. Besondere Probleme: Untersuchung von Metallmembranen für Aneroiddosen. Bourdonrohren. Bimetallischer Temperaturausgleich. Höheneinfluß auf Luftgeschwindigkeitsanzeiger. Tinten für Schreibgeräte. Optische Aufzeichnung mit Laufbildaufnahmen.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Februar: 2000.

Digitized by Google

Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF).[1]

Der AEF hat nach satzungsgemäßer Beratung den

Satz IX Masse und Gewicht und die

erste Liste mathematischer Zeichen endgültig festgestellt und die

Liste der Formelzeichen erweitert.

Nachstehend werden sie veröffentlicht; in der letzten Liste sind die bisherigen und die neuen Formelzeichen vereinigt. Diese, mit einem Stern versehen, werden gemäß § 4, Absatz 3 der Satzung zur Beratung gestellt. Die beteiligten Vereine werden eingeladen, das Ergebnis ihrer Beratung bis zum 1. September 1923 mitzuteilen.

Satz IX. Masse und Gewicht.

(April 1922.)

1. Die Masse eines Körpers ist das Maß seiner Trägheit, das ist seines Widerstandes gegen Beschleunigung. Die Masse ist gleich dem Quotienten der auf den Körper wirkenden Kraft durch die von ihm erzeugte Beschleunigung, also z. B. gleich dem Gewicht des Körpers geteilt durch die Fallbeschleunigung an dem Ort.
2. Die Schwerkraft eines Körpers an einem Ort ist die an diesem Ort auf ihn ausgeübte gesamte Massenanziehungskraft. Sie ist gleich dem Produkt der Masse des Körpers und der Schwerebeschleunigung an dem Ort.
3. Das Gewicht eines Körpers an einem Ort der Erde ist die an diesem Ort auf den ruhenden Körper im luftleeren Raum wirkende Mittelkraft aus der Schwerkraft und der gesamten durch die Drehung und Wanderung der Erde bedingten Scheinkraft. Das Gewicht ist gleich dem Produkt aus der Masse des Körpers und der Fallbeschleunigung an dem Ort und ändert sich somit im gleichen Verhältnis wie die Fallbeschleunigung.
4. Die Last eines Körpers ist die Kraft, die der ruhende Körper im lufterfüllten Raum auf die Wage ausübt. Die Last ist gleich dem Gewicht vermindert um den Betrag des Luftauftriebes.
5. Das Sichtgewicht eines Körpers ist das auf einer Wage im lufterfüllten Raum unmittelbar abgesehene Gewicht. Die Abweichung des Sichtgewichts von dem Gewicht des Körpers beruht auf dem Unterschiede des Auftriebs des Körpers und der Gewichtsstücke. Das Sichtgewicht ist mit der Dichte der Luft veränderlich.
6. Die Schwerebeschleunigung ist die einem Körper durch seine Schwerkraft erteilte Beschleunigung. Sie ändert sich daher mit dem Ort und mit der Zeit im gleichen Verhältnis wie die Schwerkraft.
7. Die Fallbeschleunigung g ist die einem Körper durch sein Gewicht — also durch das Zusammenwirken von Schwerkraft und gesamter Scheinkraft — im luftleeren Raum erteilte Beschleunigung. Die Fallbeschleunigung ist gleich der geometrischen Summe aus der Schwerebeschleunigung und der Scheinkraftbeschleunigung und ändert sich mit dem Ort und mit der Zeit im gleichen Verhältnis wie das Gewicht des Körpers.
8. Als Normalwert der Fallbeschleunigung gilt $g = 980{,}665\ \mathrm{cm/s^2} = 9{,}80665\ \mathrm{m/s^2}$. Häufig genügt es, für g die abgerundeten Werte 9,81 oder 9,8 oder 10 $\mathrm{m/s^2}$ je nach der verlangten Genauigkeit zu setzen.

Erläuterungen.

Von M. Weber, Fr. Auerbach und W. Jaeger.

Zu dem Entwurf XIII, Gewicht, vom Januar 1914, haben sich 9 Bezirksvereine des Vereins Deutscher Ingenieure, der Verein Deutscher Maschineningenieure, die Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft und 6 Einzelpersonen geäußert.

Alle Äußerungen bis auf die zweier Einzelpersonen lauten grundsätzlich zustimmend und betonen mit Genugtuung die Wichtigkeit der im Entwurf gegebenen klaren Unterscheidung der Begriffe Gewicht und Masse. Der Wunsch, daß die Worte Gewicht und Masse auch heute wie ehemals als identisch zu benutzen seien, wird unter Schilderung der geschichtlichen Entwicklung nur von einem Beurteiler vertreten. Eine einzige Antwort ist glatt ablehnend.

Der bisherige Entwurf über Gewicht bestand abgesehen von der sich anschließenden Erläuterung nur aus zwei Sätzen und lautete: »Der Ausdruck ‚Gewicht' bezeichnet eine Größe gleicher Natur wie eine Kraft; das Gewicht eines Körpers ist das Produkt seiner Masse in die Beschleunigung der Schwere.«

Ein Beurteiler vermißt im zweiten Satz den Hinweis, daß das Gewicht keine einem Körper zukommende unveränderliche physikalische Eigenschaft ist, sondern sich in gleichem Verhältnis wie die Erdbeschleunigung g ändert. Er hält es für geboten, daß eine normale Erdbeschleunigung angegeben werde. Diesem Vorschlag ist in der neuen Fassung Rechnung getragen.

Von anderer Seite wird im Zusammenhang mit der Begriffsfestlegung von Gewicht eine Erklärung des Begriffs Masse gefordert. Auch diesem Wunsche ist stattgegeben worden.

In Zukunft wird also unter Zugrundelegung der klassischen Mechanik deutlich zwischen dem Gewicht eines Körpers als einer Kraft und seiner Masse unterschieden. Weiter dürfen aber auch das Gewicht und die aus der reinen Massenanziehung hervorgehende Schwerkraft eines Körpers nicht als vollständg übereinstimmend betrachtet werden, wenn sich auch im praktischen Gebrauch der Unterschied nur selten geltend macht.

Im folgenden wird erläutert, wie die Wagekräfte, die Gewichte, die Schwerkräfte und die Massen zweier Körper mittels einer Wägung verglichen werden können. Die Wage in der Form eines doppelarmigen Hebels vergleicht nicht unmittelbar die beiden Massen rechts und links, sondern zunächst auf Grund des Hebelsatzes die beiderseitigen Kraftmomente und bei Kenntnis der Hebelarme auch die Wagekräfte rechts und links, welche kurz als Lasten bezeichnet werden. Diese Lasten sind Mittelkräfte, je zusammengesetzt aus der Schwerkraft, aus der durch die Drehung und Wanderung der Erde bedingten Scheinkraft und dem Auftrieb. Wird das Ergebnis einer Wägung durch den unmittelbar abgelesenen Nennwert der Gewichtsstücke, also ohne Berücksichtigung der Auftriebe, ausgedrückt, so erhält man das Sichtgewicht des Körpers. Erst nach Berücksichtigung der im allgemeinen verschiedenen Auftriebskräfte rechts und links, also nach Zurückführung der Wägung auf den luftleeren Raum, sowie nach Berichtigung etwaiger Fehler der Wage und der Gewichtsstücke ergeben sich die beiderseitigen Gewichte, die somit trotz Gleichgewicht des Wagebalkens verschieden groß ausfallen. Nun erst können unter der besonderen Voraussetzung, daß die Fallbeschleunigungen g rechts und links gleich groß sind, auch die beiden Massen verglichen werden, andernfalls ist bei Verschiedenheit von g, wie dies bei einzelnen wissenschaftlichen Versuchen künstlich herbeigeführt wird, noch eine besondere Umrechnung erforderlich. Sollen auch die der reinen Massenanziehung entsprechenden Schwerkräfte der beiden Körper ermittelt werden, so ist auf beiden Seiten je die Mittelkraft aus dem Gewicht und dem Entgegengesetzten der Scheinkraft zu bilden. Da letztere dem Gewicht gegenüber stets sehr klein ist, tritt in praktischen Rechnungen der Unterschied zwischen Gewicht und Schwerkraft meist nicht zutage.

Die Begriffserklärungen in der neuen Fassung entspringen nicht dem Bestreben, theoretische Verfeinerungen herauszuarbeiten, sondern der Notwendigkeit, den Bedürfnissen der Praxis und der Wissenschaft gerecht zu werden und eine den tatsächlichen Verhältnissen entsprechende einheitliche und natürliche Grundlage für das physikalische und technische Maßsystem zu schaffen. — Das Gewicht eines Körpers wird am sorgfältigsten durch eine Wägung, d. h. durch Messung mittels der Hebelwage — am besten einer gleicharmigen — bestimmt. Daher sind bei Festlegung des Begriffs Gewicht die bei der Wägung tatsächlich bestehenden Verhältnisse zugrunde zu legen. Wird die Wägung, wie es wiederholt geschehen ist, unmittelbar im luftleeren Raum vorgenommen, so scheiden die beiderseitigen Auftriebskräfte der Luft aus, und es wirken auf jeden der beiden Vergleichskörper, den zu wägenden Körper und die Gewichtsstücke, nur zwei, im Sinne der klassischen Mechanik Newtons aber grundverschiedene Ursachen:

[1] Die Mitarbeiter der ZFM werden gebeten, die Bezeichnungen der AEF-Listen zu benutzen.

Digitized by Google

1. die aus der Massenanziehung entspringende Schwerkraft und
2. die durch die Bewegung der Erde bedingte Scheinkraft.

Die Mittelkraft dieser beiden ist das meßbare Gewicht.

Die Schwerkraft des Körpers ist die bei der Wägung an ihm auftretende gesamte Massenanziehungskraft; sie rührt nicht nur von der Erde her, sondern auch von der Sonne, dem Monde und den andern Himmelskörpern. Die Anziehung der Erde überragt bei weitem die von den andern Massen ausgehende; doch sind die von Sonne und Mond hervorgerufenen Schwerewirkungen schon seit längerer Zeit in den Bereich der Messungen gerückt und im übrigen auch der unmittelbaren Anschauung z. B. bei den Erscheinungen der Ebbe und Flut zugänglich. Die Schwerkraft ändert sich mit dem Ort und mit der Zeit der Beobachtung. Für die meisten Fälle der Praxis genügt ein fester abgerundeter Wert.

Die Scheinkraft wird nach den Gesetzen der relativen Ruhe und Bewegung eines Körpers bezüglich der gegen den Fixsternhimmel beschleunigt bewegten Erde bestimmt. Die oben gegebene Erklärung des Begriffs Gewicht setzt einen auf der Erde ruhenden Körper voraus. Für diesen Fall relativer Ruhe ist die sog. »erste Scheinkraft« nach Größe und Richtung durch das Produkt aus der Masse des Körpers und dem Entgegengesetzten der Beschleunigung des Erdortes gegeben, wobei sich diese geometrisch aus den beiden Beschleunigungen zusammensetzt, welche der Drehung der Erde um ihre Achse und ihrer beschleunigten Bewegung relativ zum Fixsternhimmel entspringen. Die aus der Erddrehung sich ergebende Beschleunigung überwiegt bei weitem, und so genügt es in einfachen Fällen, die ihr entsprechende Scheinkraft, d. i. die Fliehkraft, allein in Rechnung zu stellen. Handelt es sich um einen auf der Erde bewegten Körper, so ist zu der ersten noch die »zweite Scheinkraft oder Corioliskraft« nach den Lehren der relativen Bewegung hinzuzufügen.

Alle diese an einem Körper angreifenden Massenanziehungs- und Scheinkräfte ergeben in ihrer Gesamtheit das Gewicht des Körpers, welches wie jene beiden Kräfte mit dem Ort und mit der Zeit veränderlich ist.

Die Verfeinerung der Messungen gestattet, die Gewichtswirkungen eines Körpers mit großer Genauigkeit zu bestimmen. Aber nicht nur die eben erörterten Kräfte und ihre Veränderungen sind der Messung zugänglich, sondern durch den Versuch ist auch festgestellt worden — was theoretisch längst bekannt war — daß sich das Gewicht eines Körpers an einem Ort der Erde nicht, wie oben vorausgesetzt ist, durch eine Mittelkraft darstellen läßt, sondern durch zwei Vektoren, eine Kraft und gleichzeitig ein Kräftepaar, welche beide mit der Zeit veränderlich sind. In den meisten Fällen der Anwendung ist allerdings das Gewicht auch weiterhin durch eine einfache Mittelkraft darzustellen, dort aber, wo die zwei Vektoren des Gewichts selbst Gegenstand der Untersuchung sind, ist natürlich eine Verfeinerung des oben gegebenen Begriffs Gewicht in dem eben besprochenen Sinne nicht zu umgehen.

gez. Strecker.

Dinorm 522, Mathematische Zeichen.

Vorstandsvorlage

Der AEF hat in seiner Sitzung am 22. April 1922 nach satzungsgemäßer Beratung den in Heft 11 der »Mitteilungen«[1]) vom Juni 1920 veröffentlichten Entwurf über mathematische Zeichen in der vorstehenden Form angenommen. Einige der vom AEF vorgeschlagenen Zeichen und Schreibweisen sind erheblich beanstandet worden; das Zeichen ÷ für bis wird in England als Divisionszeichen benutzt, die Schreibweise $0{,}0_58$ für Dezimalbrüche mit fünf Nullen wird von einigen Seiten abgelehnt. Da zugleich weitere mathematische Zeichen einerseits gefordert und andererseits vorgeschlagen werden, stellt der AEF die beiden vorgenannten zurück und behält sich vor, bei neuen Arbeiten darauf zurückzukommen. Zur Gruppenabteilung größerer Zahlen sind nicht Komma oder Punkt, sondern Lücken zu verwenden. Der Dezimalpunkt muß neben dem Komma in die Liste aufgenommen werden, da er in Österreich üblich ist. Um das Mißverständnis auszuschließen, daß der AEF den herrschenden Gebrauch ändern wolle, wurde dem Normblatt weiter hinzugefügt, daß man das Multiplikationszeichen auch weglassen darf. Das Zeichen ≈ wurde als zu umständlich bezeichnet. Der Vorschlag, es, abgesehen von der Bedeutung als »angenähert gleich«, in den anderen Bedeutungen »rund« »etwa« durch ∼ zu ersetzen, widerspricht aber der Tatsache, daß ∼ auch das Zeichen für ähnlich und proportional ist, die sich von dem Begriffe rund und etwa wesentlich unterscheiden. Der Forderung, △ als endliche Änderung zu bezeichnen, wurde nicht entsprochen; △ als positiver Wert ist Zunahme; die Abnahme wäre — △. Gegen das Diminutivzeichen wird eingewendet, daß es nicht gebraucht wird; das spricht nicht gegen die Empfehlung. Strecker.

Gegen den vorstehenden Entwurf sind seitens der Normenprüfstelle einige Einwände schrifttechnischer Art gemacht worden. Der Obmann hält es aber für angebracht, erst etwaige weitere Kritik abzuwarten, bevor

[1]) Des Normenausschusses der Deutschen Industrie.

DIN Ges. gesch. — Vorstandsvorlage — **Mathematische Zeichen** — DINORM 522

Zeichen	Bedeutung	Zeichen	Bedeutung
1. 1)	erstens	| |	Determinante
( )	Numerierung von Formeln[2])	| |	Betrag einer reellen oder komplexen Größe
% vH	Hundertel, vom Hundert, Prozent[1])	!	Fakultät
‰ vT	Tausendtel, vom Tausend, Promille[1])	△	endliche Zunahme
/	in 1, für 1, auf 1 usw., pro	d	vollständiges Differential
( ) [ ] { }	Klammer	∂	partielles Differential
, .	Dezimalzahlen[1]); Komma unten oder Punkt oben. Zur Gruppenabteilung bei größeren Zahlen sind weder Komma noch Punkt, sondern Zwischenräume zu verwenden	δ	Variation, virtuelle Änderung
		d.	Diminutiv
		Σ	Summe von; Grenzbezeichnungen sind unter und über das Zeichen zu setzen. Die Summationsvariable wird unter das Zeichen gesetzt
		∫	Integral
+	plus, mehr, und	∥	parallel
—	minus, weniger	#	gleich und parallel
· ×	mal, multipliziert mit. Der Punkt steht auf halber Zeilenhöhe. Das Multiplikationszeichen darf weggelassen werden	⊥	rechtwinklig zu
		△	Dreieck
		≅	kongruent
		∽	ähnlich, proportional
		∢	Winkel
: / —	geteilt durch	$\overline{AB}$	Strecke AB
=	gleich	$\overset{\frown}{AB}$	Bogen AB
≡	identisch mit		
≠	nicht gleich		
≈	nahezu gleich, rund, etwa		
<	kleiner als		
>	größer als		
≪	klein gegen } von anderer		
≫	groß gegen } Größenordnung		
∞	unendlich		
√	Wurzelzeichen, das Zeichen √ erhält einen oben angesetzten wagerechten Strich, an dessen Ende noch ein kurzer senkrechter Strich angesetzt werden kann		

Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF)
26. August 1922.

[1]) Anm. d. Bearbeiters. In dieser Liste hat der AEF (entgegen seinen Satzungen) auch Zeichen zusammengestellt, die noch nicht vereinheitlicht sind.
Die ZFM verwendet nur:
Hundertel: vH,
Tausendtel: vT,
Dezimalzeichen: Komma.

[2]) Formelnummern setzt die ZFM anden rechten Rand.
Everling.

Digitized by Google

Nachdruck nur mit Genehmigung des Normenausschusses der Deutschen Industrie (Dinorm), Berlin NW 7, Sommerstr. 4a, gestattet. Copyright by Dinorm

DIN

Vorstandsvorlage

Formelzeichen

DINORM 520

I. Länge (Fläche, Volumen)

Länge	l
Halbmesser	r
Durchmesser	d
Wellenlänge	λ
*Barometerstand	b
*Höhe	h
Dehnung (Ausdehnung, Längsdehnung)	ε
*Querkürzung (lineare Querzusammenziehung, spezifische Querverkürzung)	ε_q
Längsdehnungsverhältnis $(1/\mu)$	m
Querkürzungsverhältnis $(1/m)$	μ
Fläche (Querschnitt, Oberfläche)	F
Winkel, Bogen	α, β, γ
Voreilwinkel, Phasenverschiebung	φ
Schiebung (Gleitung)	γ
*Räumlicher Winkel	ω
Rauminhalt, Volumen	V
*Raumausdehnung	$+ \mathrm{d}\, V/V$
*Verdichtung (Kompression)	$- \mathrm{d}\, V/V$

II. Masse (und Menge)

Masse	m
*Geräumigkeit (spezifisches Volumen)	v
Trägheitsmoment	J
Zentrifugalmoment	C
*Ordnungszahl eines Elementes im periodischen System	Z
*Atomgewicht	A
*Molekulargewicht	M
*Wertigkeit	n
*Äquivalentgewicht eines Elementes	A/n
*Äquivalentgewicht einer Verbindung	M/n
*Atomvolumen	$A \cdot v$
*Molekularvolumen	$M \cdot v$
*Allgemeine Loschmidtsche Zahl (Avogadrosche Zahl)	L
*Prozentgehalt	P
*Massenprozentgehalt	P_m
*Raumprozentgehalt	P_v
*Molverhältnis (Molenbruch)	x
*Konzentration	c
*Verdünnung	v

III. Zeit (und Länge)

Zeit (Zeitpunkt oder Zeitdauer)	t
Periodendauer	T
Umlaufszahl, Drehzahl (Zahl der Umdrehungen in der Zeiteinheit)	n
Schwingungszahl (in der Zeiteinheit)	n
Frequenz (bei Wechselstrom)	f
Kreisfrequenz $(2\pi f)$	ω
*Schlüpfung	σ
Winkelgeschwindigkeit	ω
Geschwindigkeit	v
*Beschleunigung	b
Fallbeschleunigung	g

IV. Kraft und Druck

Kraft	P
Moment einer Kraft (Drehmoment)	M
Druck oder Zug (Kraft durch Fläche)	p
Normalspannung	σ
Schubspannung	τ
Elastizitätsmodul	E
Schubmodul	G
*Dehnbarkeit	a
*Verdichtbarkeit (Kompressibilität)	χ
Reibungszahl	μ
*Zähigkeit einer Flüssigkeit	η
*Zähigkeitsverhältnis	η/η_0
*Oberflächenspannung	γ
*Diffusionskoeffizient	Δ

V. Temperatur

Temperatur vom Eispunkt aus	t
beim Zusammentreffen mit Zeit	ϑ
absolute	T
Schmelzpunkt (Erstarrungspunkt)	
* vom Eispunkt aus	t_e
* vom absoluten Nullpunkt aus	T_e
*Schmelzpunktserniedrigung	Δ_e
Siedepunkt (Kondensationspunkt)	
* vom Eispunkt aus	t_s
* vom absoluten Nullpunkt aus	T_s
*Siedepunktserhöhung	Δ_s
Umwandlungspunkt	
* vom Eispunkt aus	t_u
* vom absoluten Nullpunkt aus	T_u
Thermische Längsdehnungszahl (linearer Ausdehnungskoeffizient)	a
*Thermische Raumdehnungszahl (kubischer Ausdehnungskoeffizient)	γ

VI. Wärmemenge, Arbeit, Energie

Wärmemenge	Q
Arbeit	A
Energie	W
Elektrische Energie	W_e
Magnetische Energie	W_m
*Latente Wärme	l
*Molekulare latente Wärme	L
*Reaktionswärme	q
*Molekulare Reaktionswärme	Q
Verdampfungswärme des Wassers	r
Heizwert	H
Spezifische Wärme	c
Spezifische Wärme bei konstantem Druck	c_p
Spezifische Wärme bei konstantem Volumen	c_v
*Verhältnis der spezifischen Wärmen $(\gamma = c_p/c_v)$	γ
*Atomwärme	$A \cdot c$
*Molekularwärme $(M \cdot c)$	C
*Molekularwärme bei konstantem Druck	C_p
*Molekularwärme bei konstantem Volumen	C_v
Entropie	S
Leistung	N
*Allgemeine Gaskonstante	R
*Besondere Gaskonstante (R/M)	R_1, R_2, R_3
Wirkungsgrad	η
Arbeitswert der Kalorie	J
*Wärmeleitfähigkeit (absolute)	k

VII. Optik

Brennweite	f
*Gitterperiode	p
*Natürliche Drehung der Polarisationsebene	α
*Magnetische Drehung der Polarisationsebene	ω
*Lichtgeschwindigkeit	c
*Brechender Winkel (eines Prismas)	φ
Brechungszahl (eines Stoffes) gegen Luft	n
* gegen Vakuum	N
*Brechungsgrad	$n-1$
*Absorptionszahl	k
*Öffnungswinkel (einer Linse)	u
*Numerische Apertur	N
*Strahlungsdichte (Poyntingscher Vektor)	$\mathfrak{S}$
*Auffallende Strahlungsdichte	$\mathfrak{A}$
*Reflektierte Strahlungsdichte	$\mathfrak{R}$
*Eindringende Strahlungsdichte	$\mathfrak{D}$
*Ausstrahlungsdichte	$\mathfrak{A}$
*Innenstrahlungsdichte	$\mathfrak{J}$
*Reflexionsvermögen $(1/D)$	R
*Durchtrittsvermögen $(1/R)$	D
Gesichtsfeld (eines Fernrohres)	
* wahres	α
* scheinbares	β
*Vergrößerung eines Fernrohres	γ

VIII. Photometrie

*Lichtstrom	Φ
*Beleuchtung (einer beleuchteten Fläche)	E
*Flächenhelle (einer leuchtenden Fläche)	e
*Lichtabgabe	Q
Lichtstärke	J

IX. Elektrischer Strom und magnetisches Feld

Elektrische Stromstärke	I
Magnetische Feldstärke	$\mathfrak{H}$
Magnetische Induktion	$\mathfrak{B}$
Magnetisierungsstärke	$\mathfrak{J}$
Magnetische Durchlässigkeit (Permeabilität)	μ
Magnetische Aufnahmefähigkeit (Suszeptibilität)	$\varkappa$
Induktionsfluß	Φ
Magnetischer Induktionsfluß	Φ_m
*Magnetisches Moment	$\mathfrak{M}$
*Leiterzahl	z
*Windungszahl	w
*Strombelag	A
*Spulenfluß	Ψ
Induktivität (Selbstinduktionskoeffizient)	L
Gegeninduktivität (Gegeninduktionskoeffizient)	M
*Kopplungsgrad (zweier Stromkreise)	k
*Polpaarzahl (einer elektrischen Maschine)	p

X. Elektrischer Widerstand

Elektrischer Widerstand	R
Spezifischer Widerstand	ϱ
Leitwert	G
*Elektrische Leitfähigkeit (von Elektrolyten)	λ
*Äquivalentleitfähigkeit	Λ
*— für unendliche Verdünnung	Λ_∞
*Molekulare Leitfähigkeit	μ
*— für unendliche Verdünnung	μ_∞
*Dissoziationsgrad	α

XI. Elektrische Ladung und elektrisches Feld

Elektrizitätsmenge, elektrische Ladung	Q
*Elementarladung	e
*Äquivalentladung	F
*Flächendichte der elektrischen Ladung	σ
*Räumliche Dichte der elektrischen Ladung	ϱ
*Elektrische Feldstärke	$\mathfrak{E}$
Elektrische Induktion (Verschiebung)	$\mathfrak{D}$
Elektrischer Induktionsfluß	Φ_e
Dielektrizitätskonstante	ε
*Elektrische Spannung	U
Elektromotorische Kraft	E
Elektrische Kapazität	C

Wenn bei einer Größe die Vektoreigenschaft hervorgehoben werden soll, ist statt des lateinischen der deutsche Buchstabe (Fraktur) zu setzen.

Die mit * versehenen Zeichen sind noch nicht endgültig festgestellt.

12. August 1922.

Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF).

Digitized by Google

er seinen Ausschuß mit den Verbesserungsvorschlägen bekannt macht. Das Blatt wird daher vorläufig in der vom AEF genehmigten Form veröffentlicht. NDI.

Dinorm 520, Formelzeichen.

Vorstandsvorlage.

Der Aufgabe, einheitliche Formelzeichen für das Gesamtgebiet der reinen und angewandten Naturwissenschaften aufzustellen, verdankt der AEF seine Entstehung; er arbeitet daran seit seiner Gründung (1907), nachdem der elektrotechnische Verein sich schon seit 1902 damit beschäftigt hat. Die Liste der Formelzeichen ist in zahlreichen Sitzungen immer mehr erweitert und verbessert worden, bis sie die augenblicklich vorliegende Gestalt erhielt.

Die in der Liste mit Sternchen versehenen Formelzeichen sind als noch nicht endgültig zu betrachten, während die ohne Sternchen nunmehr feststehen. Der AEF gibt die Liste vorläufig in vorliegender Form heraus, um den gegenwärtigen Stand der Arbeiten allgemein zugänglich zu machen. Etwaige Unzuträglichkeiten mit anderen Zeichen können sich nur durch den Gebrauch auch der mit Sternchen versehenen Zeichen ergeben. Bei dem großen Bedarf an Zeichen ist es selbstverständlich, daß einzelne Buchstaben in mehrfacher Bedeutung vorkommen müssen, z. B. R als allgemeine Gaskonstante und als Reflexionsvermögen oder N als Leistung und Numerische Apertur. Hierbei ist jederzeit berücksichtigt worden, daß diese Doppel in so verschiedenen Gebieten liegen, daß eine Verwechslung nicht stattfinden kann.

Strecker.

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen stellt die folgenden Entwürfe:

XXVI, Dichte und Wichte,
XXVII, Einheiten für mechanische Größen,

gemäß § 4, Absatz 3 seiner Satzung zur Beratung und lädt die beteiligten Vereine ein, ihm das Ergebnis ihrer Beratungen bis zum 1. September 1923 mitzuteilen. Zur gleichen Frist kann sich auch jedes Mitglied der beteiligten Vereine äußern.

Entwurf XXVI. Dichte und Wichte.

(April 1922. Neue Fassung an Stelle des Entwurfs XIV, Dichte).

1. Dichte (spezifische Masse) ist der Quotient der Masse eines Körpers durch sein Volumen.
2. Wichte (spezifisches Gewicht) ist der Quotient des Gewichtes eines Körpers durch sein Volumen.
3. Dichtezahl oder Wichtezahl (Dichteverhältnis oder Wichteverhältnis) ist das Verhältnis der Dichte oder der Wichte eines Körpers zu der Dichte oder der Wichte eines Vergleichskörpers. Wenn keine besonderen Gründe dagegen sprechen, ist als Vergleichskörper Wasser von 4° C bei einem Außendruck von 76 cm QS zu wählen.
4. Massenräumigkeit (spezifisches Massenvolumen) ist der Quotient des Volumens eines Körpers durch seine Masse, also der Kehrwert der Dichte.
5. Gewichtsräumigkeit (spezifisches Gewichtsvolumen) ist der Quotient des Volumens eines Körpers durch sein Gewicht, also der Kehrwert der Wichte.

Bei unhomogenen Körpern ist anzugeben, ob sich die Werte auf den Stoff ohne Poren oder auf den Körper mit Poren oder auf Schüttgut usw. beziehen. Ferner sind, wenn es die Genauigkeit erfordert, Temperatur und Druck anzugeben, bei denen die Messung stattgefunden hat.

Begründung und Erläuterung.

Von M. Weber und Fr. Auerbach.

Zu dem Entwurf XIV, Dichte, vom Januar 1914, haben sich 10 Bezirksvereine des Vereins Deutscher Ingenieure, der Elektrotechnische Verein, die Siemens-Schuckertwerke und 5 Einzelpersonen geäußert; ferner hat ein Auszug aus der Zeitschrift Annalen für Gewerbe und Bauwesen vom 1. 9. 1914 vorgelegen. In mehreren dieser Äußerungen wird zugestimmt, in den meisten das grundsätzliche Einverständnis erklärt zugleich mit den Wünschen nach Ergänzungen oder Änderungen. Eine Äußerung ist glatt ablehnend.

Es handelt sich in dem früheren Entwurf um die Festlegung der Bezeichnungen und Erklärungen der 5 bisher wie folgt bezeichneten Begriffe:

1. Massendichte (spezifische Masse),
2. Gewichtsdichte (spezifisches Gewicht),
3. Dichtezahl (Dichteverhältnis),
4. Massenräumigkeit (spezifisches Massenvolumen),
5. Gewichtsräumigkeit (spezifisches Gewichtsvolumen).

Unter den Ausstellungen zu dem Entwurfe vom Januar 1914 sind hervorzuheben:

a) die, welche eine Umbildung oder Umstellung einzelner Bezeichnungen z. B. von Massendichte in Raummasse oder Gewichtsdichte in Raumgewicht anstreben, und

b) die, welche sich auf die Erklärung der Begriffe beziehen, sowie

c) solche, in denen sich die Gegensätzlichkeit der Auffassung unter den Anhängern des physikalischen und des technischen Maßsystems geltend macht.

Zu den Vorschlägen über eine Änderung der im bisherigen Entwurf genannten Bezeichnungen ist folgendes zu sagen: Ideal wäre es, wenn für jeden der fünf in Rede stehenden Begriffe ein einziges kurzes deutsches Wort angegeben werden könnte, dessen gebräuchlicher Sinn sich mit dem betreffenden Begriff gut deckt. Zulässig erscheinen noch zwei Worte, wie spezifische Masse, spezifisches Gewicht usw. Dagegen sind bei den in den eingegangenen Äußerungen neu genannten Bezeichnungen alle Vorschläge auszuschließen, welche die kurze Begriffsbezeichnung von vornherein durch eine Begriffserklärung, wenn auch nur in drei Worten, ersetzen wollen, wie z. B. Masse der Raumeinheit oder Gewicht der Raumeinheit. Diese Erklärungen sind überdies geeignet, über die Dimensionen der Größen irre zu führen.

Zusammengesetzte Namen wie Raummasse und Raumgewicht sowie Masseraum und Gewichtsraum sind mit Absicht in den Entwurf nicht aufgenommen worden, weil sie Anlaß zu Verwechslungen geben, da die Zusammensetzung mit Ausnahme von Gewichtsraum nicht den Genitiv des ersten Wortes erkennen läßt. Deutlichere Bildungen wie Raumeinheitsmasse usw. sind ihrer Länge wegen zu verwerfen.

Unter Würdigung der eingegangenen Äußerungen hat sich während der weiteren Beratung des Gegenstandes der Wunsch nach einigen kleinen Änderungen des ursprünglichen Entwurfs von 1914 ergeben. Die oben vorangestellte neue Fassung stützt sich im wesentlichen auf die im folgenden gegebene Klarstellung der Begriffe Massendichte und spezifisches Gewicht.

Über den Unterschied zwischen den Begriffen Massendichte und spezifisches Gewicht.

Die Massendichte eines Körpers ist eine von äußeren Umständen unabhängige physikalische Eigenschaft, die ihm auf Grund einer bestimmten Zusammensetzung und Beschaffenheit zukommt. Dagegen ist das spezifische Gewicht eines Körpers keine von äußeren Einflüssen unabhängige Eigenschaft desselben, sondern ändert sich vielmehr mit dem Ort, und zwar bei unveränderter Zusammensetzung im gleichen Verhältnis wie die Fallbeschleunigung g. Das spezifische Gewicht eines Körpers ist zunächst abhängig von dessen Dichte und ferner abhängig von der beschleunigenden Wirkung der Erde, also von zwei äußeren Einflüssen, nämlich der Stärke der gesamten Massenanziehungskraft oder Schwerkraft und der gesamten der Bewegung der Erde entsprechenden Scheinkraft an dem betreffenden Ort, wie in Satz IX, Masse und Gewicht, näher erläutert wird. Es erscheint daher unzweckmäßig, neben der Bezeichnung spezifisches Gewicht noch die Bezeichnung Gewichtsdichte zu verwenden, weil durch das Wort »Dichte«, dem gebräuchlichen Sinne desselben entsprechend, unzweideutig eine von äußeren Umständen unabhängige physikalische Körpereigenschaft gekennzeichnet wird. Die Bezeichnung Massendichte kann daher kürzer durch »Dichte« ersetzt werden, da es in der reinen Mechanik bei einem Körper von bestimmter Zusammensetzung und Beschaffenheit eben außer der Massendichte keine andere Art Dichte gibt. — Das Wort spezifisches Gewicht eines Körpers erinnert andererseits unzweideutig an das Gewicht und kennzeichnet von den vier das Gewicht eines Körpers bestimmenden Ursachen die drei: Dichte, Schwere und Scheinkraftbeschleuni-

Digitized by Google

gung, während der vierte Faktor, der Rauminhalt, ausdrücklich durch den Zusatz spezifisch ausgeschaltet wird. Für spezifisches Gewicht fehlt bisher ein einfaches gutes deutsches Wort. Sucht man auf dem Wege über Massendichte, Dichtigkeit, Dichte nach einem entsprechenden Einzelwort, das an die Stelle von spezifisches Gewicht gesetzt werden kann, so liegen die Worte Gewichtigkeit, Wichtigkeit und Wichte nahe. Von diesen ist Wichtigkeit gerade in dem hier in Betracht kommenden Sinne — ein altes deutsches Wort, das schon in dem 1642 in Leiden erschienenen Dictionnaire François-Alleman-Latin von Duez als gleichbedeutend mit ponderositas — also nicht im heutigen abgezogenen Sinne etwa von »Bedeutung« — aufgeführt wird. Es erscheint jedoch geboten, in Zukunft statt der umständlichen Bezeichnung spezifisches Gewicht eines Körpers die kurze und klare Bezeichnung »Wichte« zu setzen, ein Wort, das sich neben Dichte vorzüglich ausnimmt und auch deutlich und richtig die Gegensätzlichkeit zu Dichte und die Verwandtschaft zu dem Wort Gewicht zum Ausdruck bringt. gez. Strecker.

Entwurf XXVII. Einheiten für mechanische Größen.

Neue Fassung. April 1922.

Im Entwurf VII (Verhandlungen des AEF, S. 27) ist Nr. 11 durch das Folgende zu ersetzen:

11. Einheiten für mechanische Größen.

Physikalisches Maßsystem	Technisches Maßsystem
Dritte Grundeinheit ist das Gramm (1 g) als Einheit der Masse. Das Gramm ist der 1000ste Teil des Kilogramms, der Masse des internationalen Kilogramm-prototyps.	Dritte Grundeinheit ist das Kil (1 Kil) als Einheit der Kraft. Das Kil ist das Gewicht des internationalen Kilogrammprototyps, des Kilogramms, an einem Ort, an dem die Fallbeschleunigung den Normalwert 9,80665 m/s² hat.
a) Masse:	a) Kraft:
Das Gramm — g, kg, dg, cg, mg.	Das Kil — Kil, mKil, μKil.
Die Tonne — 1 t = 1000 kg; 1 dt = 100 kg.	Das Ton — 1 Ton = 1000 Kil, 1 dTon = 100 Kil.
b) Kraft:	b) Masse:
Das Dyn — 1 dyn = 1 gcm/s²	Das Newton — 1 New = 1 Kil s²/m.
Der Stein — 1 sn = 10^3 dyn.	

$$1\ \text{kg} = \frac{1}{9{,}80665}\ \text{New};\quad 1\ \text{New} = 9{,}80665\ \text{kg} = 9806{,}65\ \text{g}$$

$$1\ \text{dyn} = \frac{1}{980665}\ \text{Kil} \approx 1{,}02 \cdot 10^{-6}\ \text{Kil} \approx 1{,}02/\mu\,\text{Kil}$$

$$1\ \text{Kil} = 980665\ \text{dyn} \approx \frac{1}{102}\ \text{sn}.$$

c) Arbeit und Energie:

Das Erg — 1 erg 1 dyncm = 1 gcm²/s².	Das Mayer — 1 May = 1 Kil m.
Das Joule — 1 J = 10^7 erg.	Die Pferdestärkestunde — 1 PSh = 270000 May.
Die Wattsekunde — 1 Ws = 1 J.	
Das Helmholtz — 1 Helm = 1 sn m = 1 kJ = 1 kWs = 10^{10} erg.	
Die Kilowattstunde = 1 kWh = 3600 snm = 3600 Helm.	

$$1\ \text{Helm} = \frac{10^3}{9{,}80665}\ \text{May} \approx 102\ \text{May};\quad 1\ \text{J} \approx 0{,}102\ \text{May}$$

$$1\ \text{kWh} = 367200\ \text{May}$$

$$1\ \text{May} = 98066500\ \text{erg} = 9{,}80665\ \text{J} = 2{,}724\ 10^{-6}\ \text{kWh} \approx \frac{1}{102}\ \text{kJ} \approx \frac{1}{102}\ \text{kWs} \approx \frac{1}{102}\ \text{snm} \approx \frac{1}{102}\ \text{Helm}.$$

d) Drehmoment:

Das Lionard — 1 L = 1 dyncm = 1 gcm²/s²	Das Archimed — 1 Arch = 1 Kilm; 1 cArch = 1 Kilcm.

$$1\ \text{L} = \frac{1}{98066500}\ \text{Arch} \approx 1{,}02 \cdot 10^{-8}\ \text{Arch}.$$

$$1\ \text{Arch} = 98066500\ \text{L}.$$

e) Leistung:

Das Watt — 1 W = 1 J/s = 10^7 erg/s = 10^7 gcm²/s³.	Das Prony — 1 Pron = 1 Kilm/s = 1 May/s.
Das Kilowatt — 1 kW = 1 kJ/s = 1 snm/s = 1 Helm/s.	Die Pferdestärke — 1 PS = 75 Kilm/s = 75 Pron.

$$1\ \text{W} = \frac{1}{9{,}80665}\ \text{Pron} \approx 0{,}102\ \text{Pron}$$

$$1\ \text{kW} = \frac{1000}{9{,}80665}\ \text{Pron} \approx 102\ \text{Pron} \approx 1{,}36\ \text{PS}$$

$$1\ \text{PS} \approx 0{,}735\ \text{kW} \approx 0{,}735\ \text{snm/s} \approx 0{,}735\ \text{Helm/s}.$$

f) Spannung:

Das Bar ist gleich dem Druck oder Zug von 1 dyn auf 1 cm². — 1 bar = 1 dyn/cm².	Das Atmo, die technische Atmosphäre (1 at) ist gleich dem Druck oder Zug von 1 Kil auf 1 cm². — 1 at = 1 Kil/cm² = 10^{-4} Kil/m².
Das Pez — 1/s Pez = 10000 bar = 10^4 dyn/cm² = 1 sn/m².	
Die physikalische Atmosphäre (1 Atm) ist gleich dem Druck einer Quecksilbersäule von 760 mm Höhe bei 0° und normaler Fallbeschleunigung (980,665 cm/s²). — 1 Atm = 1013253 bar.	
Das Toricelli (1 tor) ist gleich dem Druck einer Quecksilbersäule von 1 mm Höhe bei 0° und normaler Fallbeschleunigung. — 1 tor = 1/760 Atm.	

$$1\ \text{Pez} = \frac{1}{98{,}0665}\ \text{Kil/cm}^2 = \frac{1}{98{,}0665}\ \text{at} \approx 0{,}0102\ \text{at} \approx 0{,}0102\ \text{Kil/cm}^2 \approx 102\ \text{Kil/m}^2.$$

$$1\ \text{Atm} = \frac{1013253}{980665}\ \text{at} = 1{,}0333\ \text{at}$$

$$1\ \text{at} = 1\ \text{Kil/cm}^2 = 0{,}9678\ \text{Atm} = 98{,}0665\ \text{Pez} = 980665\ \text{bar}.$$

Begründung und Erläuterung.

Von K. Strecker und M. Weber.

Nachdem über die strittigen Grundbegriffe Masse und Gewicht eine Einigung erreicht war, die in AEF Satz IX niedergelegt ist, konnten die Beratungen über die Einheiten für mechanische Größen (Verhandlungen S. 27, Absatz 11) wieder aufgenommen werden. Auch hier wurde ein Ausgleich der widerstreitenden Bestrebungen herbeigeführt. — Der vorliegende de Entwurf stellt das physikalische und das technische Maßsystem als gleichberechtigt nebeneinander und schlägt für eine Reihe mechanischer Größen neue Einheitsnamen und Bezeichnungen vor.

Den Kernpunkt der Streitfragen auf diesem Gebiete hat bisher immer das Kilogramm gebildet, indem die Physiker die Masseneinheit in ihrem System Kilogramm nennen, während die Ingenieure die Krafteinheit in ihrem System — also etwas grundsätzlich Verschiedenes — mit demselben Wort kennzeichnen.

Von beiden Seiten wird als unerläßliche Forderung aufgestellt, daß die Einheiten der Masse und der Kraft in den beiden Systemen verschiedene, und zwar auffällig verschiedene Namen führen müssen, daß also die Bezeichnung Kilogramm eindeutig nur einer einzigen Maßeinheit belassen werden darf. Das gleiche gilt für das Tausendstel des Kilogramms, das Gramm. Die Vorschläge, welche durch Einführung der Wortzusammensetzungen Massekilogramm und Kraftkilogramm Abhilfe anstrebten und die beiden entsprechenden Einheitsbezeichnungen durch kg und kg* zu unterscheiden suchten, haben erklärlicherweise in technischen Kreisen, die den Stern hinzufügen sollten, den heftigsten Widerspruch erfahren. — Die Anregung, den Namen Bar oder Kilobar zu verwenden, kommt nicht mehr in Frage, nachdem der Name Bar international als physische Druckeinheit Verwendung findet.

Die Physiker berufen sich darauf, daß das Kilogramm international als Einheit der Masse allgemein angenommen ist und daher in der deutschen Maß- und Gewichtsordnung vom 30. Mai 1908, Reichs-Gesetzblatt S. 349, mit den Worten »Das Kilogramm ist die Masse des internationalen Kilogrammprototyps« ausdrücklich als eine Masse gekennzeichnet wird. Schon aus diesen beiden Gründen wäre es aussichtslos, die Physiker zum Aufgeben ihres Standpunktes veranlassen zu wollen. Der Name Kilogramm ist daher eindeutig für die Masseneinheit im physikalischen Maßsystem angenommen worden.

Daraus ergibt sich die Notwendigkeit, im technischen Maßsystem für die Krafteinheit eine andere Bezeichnung zu wählen. Nach langen Beratungen wurde zuerst vorgeschlagen, der technischen Krafteinheit den Namen »das Kilo« mit dem Einheitszeichen K zu geben, da sowieso in Deutschland und den romanischen Ländern auf dem Markt und im Haushalt viel häufiger in Kilo wie in Kilogramm gerechnet wird. Dem

Digitized by Google

Einwand, daß Kilo die Zahl Tausend bedeute und daher nicht als Name für ein Maß benutzt werden dürfe, ist entgegenzuhalten, daß das Kilo in der Türkei ein altes, vielgebrauchtes, seit 1874 aber aus dem Handel entferntes Getreidemaß ist. — Der Wahl von Kilo als Name für die technische Krafteinheit trat aber ein unüberwindliches Hindernis in der Arbeitseinheit, dem bisherigen Kilogrammeter, entgegen, welches jetzt Kilometer oder Meterkilo hätte heißen müssen, zwei Wortzusammensetzungen, die beide zurückzuweisen sind, die erste wegen der Verwechslung mit dem gleichnamigen Längenmaß, die zweite, weil ihre Einheitsbezeichnung mK gleich der von Millikilo, d. i. ein Tausendstel Kilo ist.

Dennoch waren die Überlegungen, die auf den Namen Kilo für die technische Krafteinheit geführt hatten, nicht umsonst gewesen. Es wurde im Anschluß hieran vorgeschlagen, an Stelle von Kilo den kürzeren Einheitsnamen Kil — mit Aussprache eines gedehnten i — zu setzen und in der Einheitsbezeichnung ebenfalls Kil — ungekürzt und mit großem Anfangsbuchstaben — zu schreiben. Die Einheit der Arbeit heißt jetzt das Kilmeter (Kilm), welches keinen Anlaß zu Verwechselungen bietet.

Bei dieser grundsätzlichen Einigung über die Einheitsnamen der Masse und der Kraft in beiden Systemen bleibt natürlich das Gramm als der 1000ste Teil des Kilogramms dem physikalischen Maßsystem erhalten und hat im technischen keinen Platz mehr. An die Stelle des bisherigen Kraft-Gramms tritt folgerichtig nach den allgemeinen Grundsätzen das Millikil (mKil). Der 1000000ste Teil eines Kil ist das μKil (gesprochen Mikrokil). — Für die bisherige Krafttonne wird zum Unterschied von der verbleibenden Massentonne mit dem Einheitszeichen t das Ton eingeführt, welches ungekürzt zugleich auch Einheitsbezeichnung ist. Das Ton ist ein in der Schiffsvermessung gängiger Name, wird aber besonders in England und Amerika für eine ganze Reihe verschieden großer Gewichte benutzt.

Zu den im neuen Entwurf vorgeschlagenen Einheitsnamen für die mechanischen Größen ist noch folgendes zu bemerken:

Masse. Die physikalische Einheit ist das Gramm (1 g), die dritte Grundeinheit des physikalischen Maßsystems.

Die technische Einheit ist das Newton (1 New), eine abgeleitete Einheit, nämlich die Masse eines Körpers, dem die technische Krafteinheit, das Kil, die Beschleunigung 1 m/s² erteilt. Das Newton ist eine Masse von 9,80665, also fast 10 Kilogramm. Die Einheitsbezeichnung New wird im Deutschen Nef gesprochen.

Kraft. Die physikalische Einheit ist das Dyn (1 dyn), eine abgeleitete Einheit, nämlich die Kraft, welche der physikalischen Masseneinheit, dem Gramm, die Beschleunigung 1 cm/s² erteilt, oder das Gewicht von $\frac{1}{980{,}665}$ Gramm an einem Orte, an dem die Fallbeschleunigung den Normalwert 980,66 cm/s² hat. Neben dem Dyn wird die 10^8mal so große praktische Einheit, der Stein (1 sn), verwendet.

Die technische Einheit ist das Kil (1 Kil), die dritte Grundeinheit des technischen Maßsystems, neben welches das Ton (1 Ton) als praktische Einheit benutzt werden kann. Das Kil ist eine Kraft, von 980665 dyn.

Arbeit und Energie. Die physikalische Einheit ist das Erg (1 erg = 1 dyncm), neben welche folgende praktische Einheiten treten: das Joule (1 J) gleich der Wattstunde (1 Ws), ferner im Meter-Tonne-Sekunde-System das Helmholtz (1 Helm) gleich einer Kilowattsekunde (1 kWs) gleich einem Steinmeter (1 snm) und die Kilowattstunde (1 MWh) gleich 3600 Helm.

Die technische Einheit ist das Mayer (1 May) gleich dem Kilmeter (1 Kilm), neben welcher als praktische Einheit die Pferdestärkestunde (1 PSh) benutzt werden kann.

Drehmoment. Die physikalische Einheit ist das Lionard (1 L = 1 dyncm).

Die technische Einheit ist das Archimed (1 Arch = 1 Kilm).

Leistung. Die physikalische Einheit ist das Watt (1 W = 10^7 erg/s), neben welcher als praktische Einheit das Kilowatt (1 kW = 1 snm/s = 1 Helm/s) tritt.

Die technische Einheit ist das Prony (1 Pron = 1 Kilm/s = 1 May/s), neben welche als praktische Einheit die Pferdestärke (1 PS = 75 Pron) benutzt wird.

Spannung (Druck oder Zug). Die physikalische Einheit ist das Bar (1 bar = 1 dyn/cm²), neben welche folgende praktische Einheiten treten: Das Pez (1 pez = 10000 bar = 1 sn/m²), die physikalische Atmosphäre (1 Atm) und das Tor (1 Tor = $\frac{1}{760}$ Atm).

Die technische Einheit ist das Atmo, d. i. die technische Atmosphäre (1 at = 1 Kil/cm² = 10^{-4} Kil/m²).

Für die neu vorgeschlagenen Einheitsnamen waren folgende Überlegungen maßgebend:

Isaac Newton, der Schöpfer der klassischen Mechanik, hat den Begriff der Masse eingeführt.

Robert Mayer hat als erster die Äquivalenz von Wärme und Arbeit erkannt.

James Prescott Joule hat das mechanische Wärmeäquivalent durch sorgfältige Messungen bestimmt.

Hermann Helmholtz hat die umfassende Bedeutung des Prinzips von der Erhaltung der Energie erkannt.

Archimedes hat einen Beweis für den Satz von der Gleichheit der Drehmomente am ungleicharmigen, lotrecht belasteten Hebel gegeben.

Lionardo da Vinci hat den Satz von der Gleichheit der Drehmomente auf schief am Hebel wirkende Kräfte erweitert.

Prony hat als erster die Leistung der Maschinen mittels des Bremszaums bestimmt.

Toricelli entdeckte den Luftdruck und hat als erster den Druck der Atmosphäre durch eine Quecksilbersäule gemessen.

Der Stein. Diese Einheit wird im neuen französischen Gesetz über die Maßeinheiten sthène (vom griechischen sthenos, Kraft) genannt. Es schien zweckmäßig, diesen Namen einzudeutschen; es wird vorgeschlagen, dafür das gleichklingende Wort Stein zu wählen, das auch einen vorstellbaren Zusammenhang mit dem Kraftbegriff hat.

Das Bar ist vom griechischen barys, schwer abgeleitet; vgl. Barometer.

Das Pez. Diese Einheit wird im neuen französischen Gesetz über die Maßeinheiten pièze genannt und ist von dem griechischen piezein, drücken abgeleitet. Das im Deutschen schlecht zu sprechende Wort ist in Pez umgewandelt worden.

gez. Strecker.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. **Nächste Flugtechnische Sprechabende der WGL:**

9. März, abends 7 Uhr: **Obering. Heinrich Schieferstein:**
»Mechanisch schwingende abgestimmte Systeme in der Flugtechnik« mit Lichtbildern und praktischen Vorführungen.

13. April, abends 7 Uhr: **Dr.-Ing. Lachmann:**
»Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.«

2. **Technisch-Wissenschaftliches Vortragswesen:** Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereins deutscher Ingenieure. Vortrag Prof. Reißner: »Über die Bedingung für den stoßfreien Gang von Getrieben«. Montag, den 5. März 1923, nachm. 5¼ Uhr, in der Technischen Hochschule, Hörsaal 158 des Hauptgebäudes.

Vortrag Direktor Schieferstein: »Nutzbarmachen mechanischer Schwingungen im Maschinen- und Apparatebau« am 23. April zur gleichen Zeit und am gleichen Ort wie der erste Vortrag.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen.

3. Da verschiedene Mitglieder noch mit den Beiträgen und dem Vorschuß für das erste Vierteljahr 1923 im Rückstand sind und einzelne Mahnungen infolge der hohen Portokosten nicht erfolgen können, teilen wir auf diesem Wege unseren Mitgliedern mit, daß am 10. März 1923 sämtliche Beträge, die bis zu diesem Tage nicht eingegangen sind, durch Postnachnahme zuzüglich der entstehenden Kosten von unserer Geschäftsstelle eingezogen werden. Wir bitten, die Postnachnahme bei Vorzeigung einzulösen, damit nicht noch weitere Kosten entstehen. Die zu zahlenden Beträge sind in Heft 1/2 dieser Zeitschrift ausführlich veröffentlicht.

4. Infolge der enorm gesteigerten Portokosten teilen wir nochmals mit, daß jeder Anfrage usw. das Rückporto beizufügen ist, da sonst keine Beantwortung erfolgen kann.

5. Wir wären sehr dankbar, wenn wir von Herrn **Obering. Josef Schröder** die nähere Adresse in **Erfurt** erhalten würden. Mitteilungen sind an unsere Geschäftsstelle, Berlin W 35, Blumeshof 17/0, zu richten.

Der Geschäftsführer: **Krupp.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35, Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

5. u. 6. Heft | **München, 26. März 1923** | **14. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch die Werft Seemoos bei Friedrichshafen a. B. und die Aero Union A. G., Berlin NW. VII, Sommerstraße 4

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bis auf weiteres und vorbehaltlich etwaiger, durch das Fortschreiten der Teuerung bedingter Nachforderungen zum Preise von M. 420.— vierteljährlich bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- u. Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.***

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisuugen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 110.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 80.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923. S. 41. — **Bekanntmachung I.** S. 43. — **Fokker-Überlandflug-Preis.** S. 43. — **Der „Kotzenberg-Hochschul-Wander-Preis".** S. 43. — **Die Pariser Luftfahrt-Ausstellung.** Von Alfred Rich. Weyl. S. 43.

Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten. S. 53. — II. Technische Nachrichten. S. 55.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 56.

Ingenieur, 23 J. alt, 3 J. Werkstattpraxis im Flugzeugbau, sucht bis Anfang Mai Stellung als
Flugzeugkonstrukteur
(auch f. Segelflugz.). Gefl. Angeb. unter Fl. 7 an die Exp. d. Zeitschr.

Die
Aerodynamische Versuchsanstalt
in Göttingen sucht jungen
Diplom-Ingenieur
der bei sehr guter Begabung für Mechanik und Physik auch die für einen praktischen Ingenieur erforderlichen Eigenschaften und Kenntnisse besitzt. Die Stellung bietet Gelegenheit, sich insbesondere auf dem Gebiete der Aerodynamik weiterzubilden. (9)

Verlangen Sie das Verzeichnis über
Neuere Technische Werke
aus dem Verlag von R. Oldenbourg in München und Berlin

Unabhängig vom Fahrplan
schnell, sicher und wirtschaftlich
reisen Sie im eigenen
„FOCKE-WULF"
60 PS Dreisitzer — 10 PS Einsitzer
Kostenanschläge und Auskünfte kostenlos, auch über
Schulflugzeuge
KIRCHHOFF & JUDT, BREMEN
Graf Moltkestraße 54

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

5. u. 6. Heft | 26. März 1923 | 14. Jahrgang

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923.

Ausschreibung.

§ 1. Veranstalter. Zeit und Ort des Wettbewerbes. Geschäftsstelle.

Im Auftrage des Deutschen Luftfahrt-Verbandes (E. V.) und im Einvernehmen mit der Segelflug-Gesellschaft m. b. H. veranstalten die Südwest-Gruppe des Deutschen Luftfahrt-Verbandes (E. V.) und der Deutsche Modell- und Segelflugverband (E. V.) vom 3. bis 31. August 1923 auf den Hängen und benachbarten Höhen der Wasserkuppe in der Rhön einen Segelflug-Wettbewerb, bestehend aus einem ***Vorwettbewerb***[1]) *vom 3. bis 14. August* und einem **Hauptwettbewerb** vom 17. bis 31. August. Eine Verlängerung des Hauptwettbewerbes bis spätestens zum 5. September 1923 behalten sich die Veranstalter vor.

Die Geschäftsstelle der Veranstaltung ist in Frankfurt a. M., Robert Mayerstraße 2, vom 1. August bis drei Tage nach Schluß des Wettbewerbes in der Rhön.

§ 2. Art, Name und Ehrenschutz des Wettbewerbes.

Die Veranstaltung bewertet sowohl *die fliegerischen Leistungen jüngerer, noch nicht im Segelflug erfolgreicher Führer auf motorlosen Flugzeugen* (*Vorwettbewerb*) als auch die Ausnutzung natürlicher Windenergien beim Flug ohne motorischen Antrieb (Hauptwettbewerb).

Sie führt den Namen **„Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923"** und steht unter dem **Ehrenschutz der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (E. V.)"**.

§ 3. Flugzeuge. Mindestleistungen.

Zum Wettbewerb sind nur Flugzeuge ohne motorischen Antrieb zugelassen. Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft der Insassen gelten nicht als motorischer Antrieb. Jede Abflugart vom Boden, auch mit fremden Hilfsmitteln, ist zulässig, sofern die Loslösung von der Erdverbindung in geringerer Höhe als 100 m über der Abflugstelle erfolgt.

Die Flugzeuge müssen vor ihrer Zulassung Prüfungen auf Mindestleistungen erledigen, und zwar *zum Vorwettbewerb einen Flug mit glatter Landung von mindestens 0,3 km Länge oder 30 s Dauer, für Flugzeuge, die durch Verlegung des Körpergewichtes gesteuert werden, von mindestens 0,15 km Länge oder 15 s Dauer*, zum Hauptwettbewerb einen Flug von mindestens 0,6 km Länge oder 60 s Dauer.

Der Nachweis dieser Mindestleistungen ist durch eine Bescheinigung zu erbringen, die von einem durch die Veranstalter hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird.

§ 4. Bewerber. Meldung.

Der Eigentümer des Flugzeuges ist Bewerber.

Die Meldung hat bei der Geschäftsstelle auf dem vorgeschriebenen, von ihr erhältlichen Meldevordruck, für jedes Flugzeug und für Vor- und Hauptwettbewerb gesondert, durch den Bewerber oder dessen bevollmächtigten Vertreter *für den Vorwettbewerb bis zum 9. Juli 1923, 12 Uhr mittags*, für den Hauptwettbewerb bis zum 16. Juli 1923, 12 Uhr mittags, zu geschehen.

Das Nenngeld, je M. 5000, für Vor- und Hauptwettbewerb und für jedes gemeldete Flugzeug, muß bis zum Meldeschluß bei der Geschäftsstelle oder ihrem Postscheckkonto Nr. 45055, Frankfurt a. M., oder ihrem Bankkonto, Direktion der Diskontogesellschaft, Depositenkasse Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 10, Konto »Rhön-Segelflug«, eingegangen sein. Die Hälfte des Nenngeldes wird nach Zulassung der Flugzeuge (vgl. § 5) zurückbezahlt.

Nachmeldungen sind *für den Vorwettbewerb bis zum 23. Juli 1923, 12 Uhr mittags*, für den Hauptwettbewerb bis zum 30. Juli 1923, 12 Uhr mittags, zulässig. Sie unterliegen außer dem Nenngeld einer Nachmeldegebühr von M. 5000, die bis zum Nachmeldeschluß eingegangen sein muß und die nicht zurückgezahlt wird.

Flugzeuge, die *im Vorwettbewerb* die Zulassungsbedingungen zum Hauptwettbewerb erfüllt haben (vgl. § 5, letzter Absatz), können *bis zum Schluß des Vorwettbewerbes* gegen Zahlung des Nenngeldes von M. 5000 ohne Nachmeldegebühr auch zum Hauptwettbewerb noch angemeldet werden.

Nach der Meldung erhält jedes Flugzeug eine »Meldenummer«, die während des Wettbewerbes von allen Seiten sichtbar zu zeigen ist.

Auf schriftlichen, mit der Meldung gestellten, begründeten Antrag kann das ganze Nenngeld zurückgezahlt und die Erstattung der Unterkunftskosten (vgl. § 13) ganz oder teilweise erlassen werden.

Bewerber, die die deutsche Reichsangehörigkeit nicht besitzen, haben Nenngeld und Nachmeldegebühr mit je 100 Goldmark zu bezahlen und mit der Meldung den Nachweis zu erbringen, daß in ihrem Heimatlande für deutsche Reichsangehörige bei internationalen sportlichen Veranstaltungen im Luftfahrtwesen vollständige und vorbehaltlose Gleichberechtigung gewährleistet ist. Die Veranstalter behalten sich vor, von diesen Bedingungen zugunsten Einzelner abzusehen, die zwar nicht Reichsangehörige sind, aber zur deutschen Kulturgemeinschaft gehören.

Von der Segelflug-Gesellschaft m. b. H. Disqualifizierte werden weder als Bewerber noch als Flugzeugführer zugelassen.

Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich bei Abgabe der Meldung zur Anerkennung der Ausschreibung und späterer, von den Veranstaltern oder deren Beauftragten zu erlassender Bestimmungen verpflichten und gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalter und ihre Beauftragten schriftlich verzichten. Für Minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen muß der Verzicht durch den gesetzlichen Vertreter erfolgen. Der Rechtsweg ist auch ausgeschlossen, wenn auf Seiten der Veranstalter oder ihrer Beauftragten Fahrlässigkeit vorliegt.

§ 5. Baufestigkeit und Zulassungsprüfung.

Die Baufestigkeit der Flugzeuge ist durch eine Bescheinigung nachzuweisen, die durch einen von der **Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt** (Berlin W. 35, Blumeshof 17) hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird. Nur Flugzeuge, für die der Nachweis der Baufestigkeit erbracht ist, finden in den von den Veranstaltern errichteten Unterkunftsräumen Aufnahme. Die Baufestigkeitsprüfung soll am Bauort erfolgen; nähere Bestimmungen werden durch Bekanntmachung der Veranstalter mitgeteilt und sind von den Wettbewerbern genau zu befolgen.

Vor der Teilnahme am Wettbewerb müssen die Flugzeuge dem Technischen Ausschuß (vgl. § 11) zur Zulassungsprüfung vorgeführt werden. Hierzu sind folgende Unterlagen beizubringen:

1. eine Baubeschreibung nach der bei der Geschäftsstelle erhältlichen Anweisung;
2. ein Satz unaufgezogener und auf der Rückseite gekennzeichneter Lichtbilder, die das Flugzeug in seinen Hauptansichten darstellen;
3. die Bescheinigung über den Nachweis der Baufestigkeit (siehe oben);
4. die Bescheinigung über den Nachweis der Mindestleistung (vgl. § 3).

Die Unterlagen 1 und 2 sollen Berichten über den Wettbewerb als Grundlage dienen. Wird ihre Veröffentlichung nicht gewünscht, so ist es besonders vorzuschreiben.

Beschädigungen oder Änderungen eines zugelassenen Flugzeuges während des Wettbewerbes sind dem Technischen Ausschuß zu melden, der dann die Zulassung aufheben und eine erneute Flugzeugprüfung anordnen kann. Der Technische Ausschuß ist auch berechtigt, eine schon ausgesprochene Zulassung zum Wettbewerb in Fällen offenbarer Luftuntüchtigkeit aufzuheben.

Zulassungsprüfungen finden *für den Vorwettbewerb nur in der Zeit vom 2. bis 7. August 1923*, für den Hauptwettbewerb nur in der Zeit vom 16. bis 21. August 1923 statt.

Zum *Vorwettbewerb* zugelassene Flugzeuge brauchen, um zum Hauptwettbewerb zugelassen zu werden, nur noch den Nachweis der im § 3 vorgeschriebenen höheren Mindestleistungen zu erbringen (vgl. auch § 4, Abs. 5).

§ 6. Führer.

Die Flugzeuge dürfen im Wettbewerb nur von zugelassenen und für sie gemeldeten Führern geflogen werden. Für dasselbe Flugzeug können mehrere Führer gemeldet werden.

[1]) *Alle Bestimmungen, die nur für den Vorwettbewerb gelten, sind in schräger Schrift gedruckt.*

Digitized by Google

Für die Zulassung der Führer gelten folgende Bestimmungen:

Zum Vorwettbewerb muß entweder der Segelfliegerausweis A des Deutschen Modell- und Segelflugverbandes vorgelegt oder durch die Bescheinigung eines von den Veranstaltern hierzu ermächtigten Prüfers ein Flug mit glatter Landung von mindestens 0,3 km Länge oder 30 s Dauer nachgewiesen werden. Für Führer von Flugzeugen, die durch Verlegung des Körpergewichtes gesteuert werden (Hängegleiter), ermäßigen sich diese Anforderungen auf 0,15 km Länge oder 15 s Dauer.

Zum Hauptwettbewerb muß entweder der Segelfliegerausweis B des Deutschen Modell- und Segelflugverbandes vorgelegt oder durch Bescheinigung eines von den Veranstaltern hier zu ermächtigten Prüfers außer zwei Flügen von mindestens 45 s Dauer ein dritter Flug von 60 s Dauer nachgewiesen werden, bei dem zwei Viertelkreise, einer nach links und einer nach rechts, geflogen sind.

Die Führerprüfung kann mit der Flugzeugprüfung auf Mindestleistung (vgl. § 3) verbunden werden.

Führer, die die deutsche Reichsangehörigkeit nicht besitzen, müssen den im § 4, Abs. 8, für Bewerber vorgeschriebenen Nachweis erbringen. Ausnahmen zu Gunsten Einzelner, die der deutschen Kulturgemeinschaft angehören, bleiben vorbehalten.

Zum Vorwettbewerb werden nur Führer zugelassen, die noch in keinem deutschen oder ausländischen Wettbewerb einen Segelflugpreis gewonnen haben.

§ 7a. *Preise für den Vorwettbewerb.*

***Gruppe A,** offen für Flugzeuge, die durch Ruderlegen gesteuert werden.*

***Abteilung a,** offen für alle Flugzeugführer, die zum Vorwettbewerb zugelassen sind.*

***I. Preise für die größte Gesamtflugdauer,** die mit demselben Flugzeug, auch mit verschiedenen Führern und bei verschiedenen Flügen erzielt worden ist. Mindestflugdauer des Einzelfluges 30 s.*

1. Preis	M. 120000	(v. Loessl-Preis.)
2. »	» 100000	
3. »	» 80000	
4. »	» 60000	

II. Preise für die größte Flugdauer eines Einzelfluges.

1. Preis	M. 120000	Mit demselben Flugzeug und demselben Führer kann nur einer dieser Preise gewonnen werden.
2. »	» 100000	
3. »	» 80000	
4. »	» 60000	

***Abteilung b,** offen für Flugzeugführer, die das Führerzeugnis für Motorflugzeuge nicht besitzen.*

***I. Preise für die größte Gesamtflugdauer,** die mit demselben Flugzeug, auch mit verschiedenen Führern und bei verschiedenen Flügen erzielt worden ist. Mindestflugdauer des Einzelfluges 30 s.*

1. Preis	M. 120000
2. »	» 100000
3. »	» 80000
4. »	» 60000

II. Preise für die größte Flugdauer eines Einzelfluges.

1. Preis	M. 120000	Mit demselben Flugzeug und demselben Führer kann nur einer dieser Preise gewonnen werden.
2. »	» 100000	
3. »	» 80000	
4. »	» 60000	

***Abteilung c,** offen für anerkannte Flugsportvereinigungen, die als Bewerber gemeldet haben, nach folgender Wertung: Die in den Abteilungen a und b von allen Führern, die von derselben Flugvereinigung gemeldet sind und dasselbe Flugzeug geflogen haben, erzielten Gesamtflugdauer wird ermittelt. Dabei wird die Gesamtflugzeit der einzelnen Führer einer Vereinigung verschieden bewertet, und zwar wird die beste Gesamtflugzeit nur zur Hälfte, die zweitbeste nur zu Dreiviertel und werden erst die weiteren Gesamtflugzeiten voll gezählt. Die auf diese Weise errechneten Gesamtflugzeiten werden durch die Anzahl der Beteiligten geteilt.*

1. Preis	M. 200000
2. »	» 120000

***Gruppe B,** offen für Flugzeuge, die durch Verlegung des Körpergewichtes gesteuert werden (Hängegleiter).*

Preise für die größte Gesamtflugdauer, die mit demselben Flugzeug, auch mit verschiedenen Führern und bei verschiedenen Flügen von mindestens 15 s Dauer erzielt worden ist.

1. Preis	M. 100000 (Gustav Kracke-Preis.)
2. »	» 60000 (Hansen-Preis.)

§ 7b. Preise für den Hauptwettbewerb.

I. Großer Rhönsegelpreis 1923: M. 1000000 (Steffen & Heymann-Preis).

Der Preis wird dem Bewerber zugesprochen, dessen Flugzeug auf einem Fluge die größte Strecke, im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle gemessen, mindestens jedoch 20 km zurücklegt.

Wer die Mindestforderung zum erstenmal erfüllt, erhält 10 vH des Preises; jede weitere Steigerung um 5 km wird mit 5 vH des Preises belohnt; die Höhe des dem Sieger zufallenden Preises verringert sich entsprechend.

II. Preise für die größte Flughöhe, die über dem Gipfel der Wasserkuppe gemessen wird und mindestens 350 m betragen muß.

1. Preis	M. 300000
2. »	» 200000
3. »	» 100000

III. Preise für die größte Flugstrecke.

Der im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle gemessenen Flugstrecke werden Höhenverluste während des Fluges abgezogen und Höhengewinne zugezählt nach der Formel $E = E_0 - 8h_v + 12h_g$; E_0 ist die gemessene, E die gewertete Strecke, h_v ein Höhenverlust, h_g ein Höhengewinn zwischen Abflug- und Landestelle.

Der Flug, mit dem der Große Rhönsegelpreis 1923 gewonnen ist, wird hierbei nicht gewertet.

1. Preis	M. 300000	(Lilienthal-Preis.)
2. »	» 200000	
3. »	» 100000	

IV. Zweisitzerpreis für die größte Flugdauer M. 400000, offen für Flugzeuge, die in ihren sämtlichen Bestandteilen im Deutschen Reich hergestellt sind, sich im Besitz deutscher Reichsangehöriger befinden, von deutschen Reichsangehörigen gemeldet und von Fliegern deutscher Reichsangehörigkeit gesteuert werden, die noch nicht im Auslande geflogen sind.

§ 7c. Sonderpreise und Mittel zur Verfügung des Preisgerichtes.

Je nach Höhe der verfügbaren Mittel sind für den *Vor-* und Hauptwettbewerb Sonderpreise vorgesehen.

Im Hauptwettbewerb kommen hierfür u. a. in Betracht Dauerflüge, beste Steiggeschwindigkeit, größter Höhenunterschied zwischen Abflug- und Landestelle mit Berücksichtigung der Zeit, Zielandungen mit Berücksichtigung der Geschwindigkeit, größte Geschwindigkeitsspanne, selbständiges Starten, beste Auf- und Abbaumöglichkeit eines Flugzeuges, beste Transportmöglichkeit und Gruppenpreise.

Zur Verfügung des Preisgerichtes stehen M. 480000 für den *Vor-* und Hauptwettbewerb zusammen.

§ 8. Oberleitung.

Die Veranstalter übertragen ihre Befugnisse während des Wettbewerbes und der beiden diesem folgenden Tage auf die Oberleitung.

Die Oberleitung steht an der Spitze der Veranstaltung; sie übt während des Wettbewerbes die Rechte und Pflichten der Veranstalter aus, regelt die Besetzung oder die Ergänzung der Ausschüsse und vermittelt zwischen ihnen.

§ 9. Preisgericht.

Das Preisgericht urteilt auf Grund der von der Sportleitung (vgl. § 10), dem Technischen Ausschuß (vgl. § 11) und dem Meß- und Wetterdienst-Ausschuß (vgl. § 12) gesammelten Flug- und Prüfergebnisse mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Das Preisgericht ist befugt, nichtgewonnene Preise für kommende Veranstaltungen zurückzustellen.

Gegen die Entscheidungen des Preisgerichtes ist innerhalb sieben Tagen eine Berufung an die Segelflug-Gesellschaft m. b. H

Digitized by Google

zulässig; diese beruft ein neues Preisgericht, das dann endgültig entscheidet.

§ 10. Sportleitung. Sportgehilfen.

Die Sportleitung sorgt für die sportliche Durchführung des Wettbewerbes. Der jeweilige »Sportleiter vom Dienst« trägt die Verantwortung für den sportlichen Wettbewerbsverlauf. Seinen Anordnungen ist unbedingt Folge zu leisten. Dem Sportleiter vom Dienst stehen »Sportgehilfen« und »Meßtrupps« zur Seite. Die Sportleitung gibt eine Flugordnung und in Gemeinschaft mit dem Technischen Ausschuß und dem Meß- und Wetterdienst-Ausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt (vgl. §§ 11 und 12).

Die Flug- und Prüfergebnisse werden fortlaufend durch Aushang bekannt gegeben. Einsprüche hiergegen sind bis 24 Stunden nach Aushang im Fliegerlager der Geschäftsstelle schriftlich vorzulegen.

§ 11. Technischer Ausschuß.

Der Technische Ausschuß führt die Flugzeugzulassungsprüfung (vgl. § 5) durch und entscheidet bei Beschädigung von Flugzeugen und bei offenbarer Luftuntüchtigkeit (vgl. § 5, Abs. 4) über ihre weitere Zulassung zum Wettbewerb endgültig. Er gibt in Gemeinschaft mit der Sportleitung und dem Meß- und Wetterdienst-Ausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt (vgl. §§ 10 und 12).

§ 12. Meß- und Wetterdienst-Ausschuß. Meßtrupps.

Der Meß- und Wetterdienst-Ausschuß gibt in Gemeinschaft mit der Sportleitung und dem Technischen Ausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt (vgl. §§ 10 und 11), bestimmt den Dienst der Meßtrupps, entscheidet in besonderen Fällen über das anzuwendende Meßverfahren, sorgt für Bereitstellung geprüfter Barographen und regelt den Wetterdienst.

Die Meßtrupps messen nach der Flugprüfungsordnung Flugstrecken, Höhenunterschiede und Flugzeiten.

§ 13. Wirtschaftsausschuß.

Der Wirtschaftsausschuß sorgt im Rahmen der gegebenen Hilfsmittel gegen Kostenberechnung für Unterkunft der Flugzeuge und ihrer Bedienung und für Verpflegung. Ihm untersteht die gemeinschaftliche Werkstätte. Er regelt den Verkehr zwischen Gersfeld und dem Fliegerlager und ist für alle wirtschaftlichen Fragen zuständig.

Der Wirtschaftsausschuß gibt eine Fliegerlagerordnung und eine Werkstattordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

§ 14. Verschiedenes.

Die Zusammensetzung des Preisgerichtes, der Oberleitung, der Sportleitung, des Technischen Ausschusses, des Meß- und Wetterdienst-Ausschusses, des Wirtschaftsausschusses und andere Verordnungen der Veranstalter werden in späteren Bekanntmachungen veröffentlicht. Mit Rücksicht auf die besonderen Zeitverhältnisse behalten sich die Veranstalter das Recht vor, Änderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen und ihren Bestimmungen Auslegung zu geben.

Im Auftrage des Deutschen Luftfahrt-Verbandes:

Frankfurt a. M., den 1. Februar 1923.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes
Dr. h. c. Kotzenberg.

Deutscher Modell- und Segelflugverband
Dr. h. c. Kotzenberg.

Bekanntmachung I.

Die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1923 sieht im § 5 den **Nachweis der Baufestigkeit** durch eine Bescheinigung vor, die durch einen von der **Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt** (WGL) in Berlin W. 35, Blumeshof 17, hierzu ermächtigten Prüfer auszustellen ist. Hierfür gelten folgende Sonderbestimmungen:

Die Bewerber müssen der WGL fachkundige Prüfer vor dem 1. Juli 1923 vorschlagen oder die WGL vor diesem Tage um Namhaftmachung eines ermächtigten Prüfers bitten. Die WGL wird später eingehende Gesuche nicht mehr berücksichtigen.

Dem Antrage an die WGL ist außer genauer Angabe des Bauzustandes, des Aufbewahrungsortes des Flugzeuges und anderer für den WGL-Prüfer wesentlicher Dinge eine kurzgefaßte vorläufige Beschreibung des Flugzeuges beizufügen.

Wenn diese Beschreibung oder andere der WGL bekannt gewordene Umstände die Unzulänglichkeit des Flugzeuges erweisen, so wird die WGL die Berechtigung oder Namhaftmachung eines WGL-Prüfers ablehnen.

Die WGL-Prüfer versehen ihre Tätigkeit ehrenamtlich, doch müssen ihnen Unkosten für Reise und Aufenthalt von den Bewerbern angemessen ersetzt werden. Die WGL-Prüfer legen Wert darauf, die Flugzeuge in frühem Bauzustande kennen zu lernen, um die Erbauer rechtzeitig beraten zu können und alles zu tun, damit die Bescheinigung der Baufestigkeit rechtzeitig ausgestellt werden kann.

Die Prüfung der Flugzeuge auf Mindestleistung (vgl. § 3) **und die Führerprüfungen** (vgl. § 6) können unmittelbar vor Eintritt in den Wettbewerb am Wettbewerbsort durch die Sportleitung (vgl. § 10) erfolgen. Wer sie früher oder an anderem Ort abzulegen wünscht, muß rechtzeitig den Veranstaltern (Geschäftsstelle Frankfurt a. M., Robert Mayerstraße 2) geeignete Prüfer vorschlagen oder sie um Namhaftmachung ermächtigter Prüfer bitten.

Meldevordrucke (vgl. § 4) werden von der Geschäftsstelle, Frankfurt a. M., Robert Mayerstraße 2, jedem einzelnen Bewerber zugesandt, der sie bei ihr anfordert. Die Anforderung muß so früh erfolgen, daß die Meldefristen innegehalten werden können. Die Angabe, wieviel Meldevordrucke für den *Vor-* und wieviel für den Hauptwettbewerb gewünscht werden, darf nicht fehlen.

Frankfurt a. M., den 1. Februar 1923.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes
Dr. h. c. Kotzenberg.

Deutscher Modell- und Segelflugverband
Dr. h. c. Kotzenberg.

Fokker-Überlandflug-Preis.

Im Auftrag des Herrn A. Fokker verlängern wir die Frist für die Bestreitung des »Fokker-Überlandflug-Preis« gemäß § 2 der Ausschreibung vom 23. September 1922 bis zum 31. Dezember 1923.

In Ziffer 3 des § 4 der genannten Ausschreibung ist statt »Beschreibung des Flugzeuges« zu setzen »Beschreibung des Fluges«.

Frankfurt a. M., den 9. Februar 1923.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrt-Verbandes — Deutscher Modell- und Segelflug-Verband.

Der »Kotzenberg-Hochschul-Wander-Preis«

für 1922 ist der Flugwissenschaftlichen Gruppe des Hannoverschen Vereins für Flugwesen für den Dreistundenflug von Hentzen am 24. August 1922 zuerkannt worden.

Die Pariser Luftfahrt-Ausstellung.[1])

(15. Dez. 1922 bis 2. Jan. 1923.)

Von Alfred Richard Weyl.

In der technischen Entwicklung des Flugwesens stellten bis zum Kriege die alljährlichen Luftfahrtausstellungen Frankreichs (Salon d'Aéronautique) Marksteine dar. Darin ist nach dem Kriege ein Wandel eingetreten. So boten die Ausstellungen vom Jahre 1919 und vom Jahre 1921 in technischer Hinsicht zwar viel Absonderliches, aber wenig Bemerkenswertes neben Althergebrachtem. Es würde hier zu weit führen, die Gründe dafür im einzelnen auseinanderzusetzen. Es sei nur bemerkt, daß es sich zunächst einmal bei diesen »internationalen« Pariser Ausstellungen lediglich um die französische Luftfahrtindustrie handelte — ist doch das Ausland diesen Veranstaltungen fast ganz ferngeblieben! — und daß sich anderseits gerade die französische Luftfahrtindustrie durch frei-

[1]) Unter Verwendung von Berichten der ausländischen Fachpresse. Die Abbildungen entstammen den Zeitschriften Flight, The Aeroplane, Het Vliegveld, L'Aéronautique und L'Aérophile.

Digitized by Google

giebige Aufträge seitens unkritischer Militärbehörden und reichliche Unterstützung eines Luftverkehrs mit wenig wirtschaftlichen Militärflugzeugen durch den Staat lange Zeit hindurch in der beneidenswerten Lage befand, auf eine intensive Weiterentwicklung Verzicht leisten zu können. Hier zeigte es sich deutlich, daß die rein wirtschaftliche Förderung einer Industrie noch lange keine Förderung der Technik verbürgt, sondern daß im Verein damit der unmittelbare Fortschritt der Technik planmäßig betrieben werden muß. Das können aber nur staatliche Organe, die fernab des Wirtschaftskampfes stehen und ihren Selbstzweck lediglich in der Entwicklung von Wissenschaft und Technik erblicken. Eine Industrie muß ja und seien ihre Führer noch so idealistisch eingestellt, in erster Linie wirtschaftliche Momente betonen; Sache des Staates ist es, auch da für die Förderung von Technik und Wissenschaft zu sorgen, wo es nicht mit dem augenblicklichen wirtschaftlichen Vorteil in Einklang zu bringen ist. Hinzu kommt der den Franzosen eigene »Siegerstolz«, der es lange Zeit nicht über sich gebracht hat, dem Stand der eigenen Technik genügend objektiv zu werten und technische Leistungen des Auslandes anzuerkennen. So spielten hier auch mancherlei psychologische Momente hinein, Momente, die sich sonst in Wissenschaft und Technik nicht auszuwirken pflegen.

Die letzte Pariser Luftfahrzeugausstellung trug ein wenig anderes Gepräge zur Schau. Man sah, daß die französische Flugtechnik schon allerlei zugelernt hat — ob immer auf legalem Wege, sei dahingestellt. Die Männer, die in Deutschland und im österreichischen Bruderlande während ihrer Tätigkeit in Luftfahrt-Überwachungskommissionen und auch außeramtlich tieferen Einblick in den Stand der deutschen Technik gewinnen durften, haben in ihrem Heimatlande unablässig darauf hingewiesen, daß Frankreich, das einstens in der Flugtechnik führend gewesen ist, von seinen Gegnern viel lernen könne und daß der eingetretene Stillstand in konstruktiver Weiterentwicklung einen Niedergang bedeute. So nahm denn drüben der Staat die Initiative auf und ermöglichte durch freigiebige, aber oft recht wahllos verteilte Unterstützungen den Bau von kostspieligen Neukonstruktionen und die Durchführung von Versuchen zum Gewinnen neuer Bauformen. Die ersten Früchte dieser neuen Epoche der französischen Flugtechnik sind es, die der Ausstellung ihr eigenes Gepräge verliehen.

»International« war die Ausstellung trotz der Bemühungen, die ausländische Luftfahrtindustrie — soweit sie nicht deutsch oder prodeutsch ist — nach Frankreich zu ziehen, noch weniger als in den Vorjahren. Diesmal waren aus der ausländischen Flugzeugindustrie nur Handley Page, der für sein Torpedoflugzeug Absatz bei der französischen Fliegertruppe erhoffte, der Holländer Koolhoven, der während des Krieges die British Neuport-Flugzeuge konstruiert hat, und die italienische Firma Savoia neben den französisch-belgischen Hanriot-Werken vertreten. Die Engländer halten sich seit Jahren geflissentlich zurück, trotzdem sie im Vorjahre keine eigene Ausstellung veranstaltet haben. Den Niederländischen Flugzeug-Werken (Fokker) war es aus den bekannten kindlichen Gründen unmöglich gemacht worden, ihre Flugzeuge auszustellen.

Die Vorbereitung der Ausstellung zeugte von viel Umsicht und Sorgfalt. Schon in der Aufstellung der Flugzeuge zeigte sich die Betonung der französischen Industrie unter Zurücksetzung der wenigen Aussteller aus dem Auslande. Bei einer deutschen Flugzeugschau wäre es wohl kaum der Fall gewesen, daß man eines der interessantesten Flugzeuge aus solcherlei Gründen in eine finstere Ecke verbannt hätte, um altertümlichen Luftgefährten Ehrenplätze einräumen zu können. Viel Wert wurde dagegen auf Besucher aus dem kaufkräftigen Auslande gelegt. Die französischen Fachzeitschriften, die dank staatlicher Subventionen sich in einer weitaus angenehmeren Lage befinden als etwa die der Engländer, ließen es sich nicht nehmen, zur Ausstellung umfangreiche Sonderhefte herauszubringen, die z. T. sogar in mehreren Sprachen gehalten sind. In dieser Beziehung muß man immer noch Frankreichs Überlegenheit und Weitblick anerkennen.

Im folgenden wird an Hand der Veröffentlichungen des Auslandes auf die Ausstellungsobjekte, soweit sie technisch von Interesse sind, näher eingegangen. Eine daran geknüpfte Kritik wird sich natürlich im Rahmen einer allgemein, auch dem Auslande zugänglichen Veröffentlichung halten müssen. Auf die nähere Beschreibung von bekannteren Flugzeugen und Motoren sowie solchen durchaus normaler, herkömmlicher Bauart muß verzichtet werden.

A. Die Flugzeuge.

Es mag paradox klingen, aber es ist doch eine Tatsache, daß gegenwärtig Deutschland den Lehrmeister Frankreichs im Flugzeugbau verkörpert. Zwar ist es eben nicht ein sehr williger und gelehriger, aber doch sehr eifriger Schüler. Und es gibt sogar einige Franzosen, die selbständig auf den von Deutschland übernommenen Erfahrungen weiter zu arbeiten beginnen. Alle vielversprechenden Neukonstruktionen sind zwar bis jetzt nur Schauobjekte und vermutlich werden viele es auch bleiben. Aber der Anfang ist da und — wenn nicht alles trügt — so ist man jenseits der Vogesen darauf und daran, mit den neu erworbenen Mitteln dem deutschen Lehrmeister einen echt gallischen Dank abzustatten.

Unter den ausstellenden Flugzeugfirmen fanden sich einige Neugründungen des letzten Jahres. Die Automobilfabrik von Bellanger hat sich neuerdings auch dem Flugzeugbau zugewandt. Neu bzw. weniger bekannt, aber beachtenswert sind ferner Dewoitine[1]), De Monge-Buscaylet, S. E. C. M., Bernard, die holländische »Nationale Vliegtuig Industrie« u. a. m. Bemerkenswert ist das Fehlen von Blériot-Spad, dessen Viermotorenflugzeug vom Jahre 1921 immer noch nicht befriedigt zu haben scheint.

Der überwiegende Teil der Flugzeuge ist für militärische Zwecke bestimmt, auch ein kleiner Teil der sog. »Verkehrsflugzeuge« kann mit Leichtigkeit militärischen Zwecken dienstbar gemacht werden. Von Seeflugzeugen finden sich fast nur Flugboote und wasserungsfähige Schiffsflugzeuge; auf hochseefähige Flugzeuge ist wie bisher wenig Wert gelegt. Viel Bedeutung wird dagegen dem Metallbau geschenkt. Bei den Metallkonstruktionen fällt allerdings meist die geringe Rücksicht auf wirtschaftliche Fertigung und geringe Gestehungskosten auf. Das ist wohl auf die sehr reichlichen staatlichen Zuschüsse zu den Baukosten von reinen Versuchsflugzeugen zurückzuführen. Überhaupt wird der wirtschaftlichen Seite weit weniger Beachtung geschenkt als bei uns. Der französische Flugzeugbau ist eben noch zu sehr auf Kriegsbedürfnisse zugeschnitten und verfügt über reichliche Geldmittel sowie Unterstützungen[2]). Die technische Vervollkommnung des Verkehrsflugzeuges hat darunter ungemein gelitten.

Die verspannungslose, freitragende Eindeckerbauart hat mehr und mehr an Anhängern gewonnen. Überhaupt ist jetzt eine Rückkehr zum Eindecker unter Verwendung dicker Flügelschnitte allgemein festzustellen. Als Übergangsbauart hat der Eineinhalbdecker (»sesquiplan«), d. h. der Doppeldecker mit stark verkleinertem Unterflügel vielfach Eingang gefunden. Diese Bauart verspricht für Jagdzwecke allerlei Vorteile. Die bisher für französische Flugzeuge typische zweistielige und verspannte Normal-Doppeldeckerbauart ist dagegen sehr zurückgetreten. Eigentümlich ist die wachsende Beliebtheit der sog. Joukowsky-Flügelschnitte, die meist den bekannten Göttinger Profilmessungen entnommen werden. Es darf nicht geleugnet werden, daß einzelne dieser Flügelschnitte aerodynamisch — vielleicht bis auf die weniger günstige Druckpunktwanderung gegenüber normalen Flügelschnitten — recht verlockend erscheinen. Dafür bieten die Joukowsky-Profile konstruktiv in der Mehrzahl den nicht zu unterschätzenden Nachteil einer geringen Hinterholmhöhe. Die eigenartige Vorliebe der französischen Konstrukteure für die ursprünglich nur aus rein theoretischen Gesichtspunkten bedeutsamen Joukowsky-Profile hat besonders die Engländer in Erstaunen gesetzt. Ein englischer Fachmann behauptete sogar schlankweg, daß die ganze Ausstellung nichts weiter als in Joukowsky-Profile gezwängte Metallkonstruktionen darstelle! Das ist allerdings mehr als ironische Übertreibung aufzufassen.

Die vollkommen freitragende Flügelbauart hat sich nur in geringem Umfange eingeführt; meist werden die Flügel noch irgendwie abgestrebt. Bevorzugt ist die Hochdeckeranordnung des Flügels, wobei letzterer nur wenig über dem Rumpf, etwa in Augenhöhe des Führers liegt. Eine sehr interessante Tiefdeckerbauart zeigt Bernard. Sehr sorgfältige aerodynamische Durchbildung verraten die Flügel der Wibault-Flugzeuge. Delage führt trotz eines dicken Flügelprofils die Tragzelle des Nieuport 29 C-1-Jagdeinsitzers zweistielig aus. Vorausgesetzt, daß es sich hier nicht nur um einen Vergleichsversuch handelt, erscheint uns das rückständig.

Das Streben nach großen Betriebshöhen führt zur Verwendung von Vorverdichtern. Von diesen findet in Frankreich ausschließlich der Rateau-Vorverdichter mit Abgasbetrieb Verwendung. Zeitungsnachrichten zufolge hat er sich als vollständig betriebsbrauchbar erwiesen. Sein Einbau ist verhältnismäßig einfach; auch der zugehörige Luftkühler läßt sich gut unterbringen.

An Motoren findet für Jagdflugzeuge französischer Herkunft überwiegend der 300pferdige Achtzylinder-Hispano-Suiza-Motor

[1]) Dewoitine zog seinen Jagdeindecker kurz vor Beginn zurück.

[2]) In welch krassem Gegensatz steht dazu z. B. die englische Flugzeugindustrie!

Digitized by Google

Verwendung. Die verbesserte Bauart mit gesteigertem Verdichtungsverhältnis und gemischtem Brennstoff leistet bis 320 PS, bei Rennflugzeugen vorübergehend sogar 340 PS. Dafür ist die Lebensdauer allerdings auch weit geringer als etwa die der 150pferdigen Bauart. Weitere viel verwendete Motoren sind der 370pferdige Lorraine-Diétrich (besonders von Potez bevorzugt) und der 450pferdige Renault-Motor. Hanriot verwendet bei seinem Jagdeinsitzer den wassergekühlten Salmson-Sternmotor, eine in der Flugtechnik einzigartige Motorbauart, die von Salmson zu einer hohen Vollkommenheit entwickelt worden ist. Einzigartig ist auf der Ausstellung der 400 PS-Bristol-»Jupiter«-Motor des Koolhoven-Eindeckers, der den stärksten, bewährten Sternmotor mit Luftkühlung der Jetztzeit verkörpert.

Bei den Kühlern steht der Lamblin-Kühler unbedingt an der Spitze. Er hat sich in den drei Jahren seiner Existenz bei sämtlichen Flugzeugarten mit Ausnahme der Großflugzeuge einzuführen und zu bewähren vermocht. Gegen ihn treten auf der Ausstellung die anderen Kühlerbauarten vollständig zurück. Neuartig und versprechend ist die Ausführung als »Barbe Lamblin« in Form eines sich dem Rumpf anschmiegenden Gürtelkühlers. Eine Zukunft hat vielleicht noch der Botalli-Kühler, der auf ähnlichen Prinzipien wie der Lamblin-Kühler beruht, aber einfacher und billiger in der Herstellung erscheint.

Eine besondere Förderung hat im letzten Jahre der französische Metallflugzeugbau erfahren. Nach den ersten schüchternen Versuchen einiger führender Konstrukteure, unter denen Bréguet, Hanriot und Wibault besonders genannt zu werden verdienen, haben sich jetzt anscheinend voll gebrauchsfähige Metallbauten herausgebildet, die den bisher in Frankreich bevorzugten Holzflugzeugen den Rang streitig machen. In ihrer Durchbildung erscheinen manche dieser Metallflugzeuge bewundernswürdig, nur ist ihre Herstellung infolge ihrer Kostspieligkeit fast stets unwirtschaftlich und wird wohl schon in dieser Hinsicht nie an den deutschen Metallflugzeugbau herankommen. Auch die äußeren Bauformen rechtfertigen selten die Anwendung von Leichtmetallen. So wird mehrfach der Fehler gemacht, ein Holzflugzeug normaler Bauart einfach in Metall nachzubilden. Verständnisvoll benutztes Metall gestattet natürlich ganz andere Bauformen, ja verlangt sie sogar, wenn die Vorzüge des Baustoffes voll zur Geltung kommen sollen. Der Frage der wirtschaftlichen Fertigung wird in Frankreich kaum Beachtung geschenkt. Verwickelte, sinnreiche Einzelteilkonstruktionen sind ungemein beliebt, wenn sie auch in ihrer Anwendung zwecklos und verfehlt erscheinen. An anderen Stellen muß wieder jede Kleinarbeit vermißt werden. Großzügige Konstruktionsarbeit verraten nur ganz wenige Flugzeuge, und deren geistige Urheber sind stets beim deutschen Flugzeugbau in die Schule gegangen.

Beginnen wir mit den einzelnen Bauarten (s. Zahlentafel 1).

Das Zweimotoren-Flugboot der Automobilfabrik Bellanger Frères ist eine Konstruktion von Denhaut, der neben Paulhan und Curtiss als einer der Schöpfer des Flugbootes überhaupt genannt werden muß (Konstrukteur des Donnet-Levêque-Flugbootes von 1912). Das ausgestellte Flugboot ist in erster Linie für militärische Zwecke bestimmt. Die Doppeldeck-Tragzelle zeichnet sich dadurch aus, daß die beiden Flügel außerhalb der Motorverstrebungen zwei hintereinander angeordnete V-Stiele in Vorder- bzw. Hinterholmebene aufweisen. Die Flügelvorderkante zeigt von den Motorstielen ab nach außen eine ausgeprägte Pfeilstellung, während die Hinterkante in beiden Flügeln gerade durchlaufend ist. Dadurch nimmt die Flügeltiefe nach außen stark ab. Die beiden 300 PS-Hispano-Suiza-Motoren sind in einer im Dreiecksverband gehaltenen und voll verkleideten Abstützung zwischen den Flügeln dicht neben dem Boot untergebracht und treiben zwei Zugschrauben an. Zur Kühlung dienen für jeden Motor zwei der bekannten Lamblin-Kühler, die hier in richtiger Weise oberhalb der Wassermäntel der Zylinder angeordnet sind. Die äußeren Flügelteile sind zur Erleichterung der Unterbringung um Gelenke in den Hinterholmen nach hinten beiklappbar.

Das verhältnismäßig breite Sperrholzboot zeigt eine ausgeprägte Kielung. Bemerkenswert ist, daß von der Anordnung einer Stufe, die sonst zur Vermeidung des »Klebens« für unerläßlich gehalten wird, abgesehen ist. Statt dessen findet sich an der Stelle, wo das Heckteil zur Lagerung des Schwanzleitwerks hochgezogen ist, eine scharf abgesetzte Kante. Ob dadurch das Abwassern gegenüber dem mit einer normalen Stufe erleichtert wird, darf bezweifelt werden. Alle Erfahrungen mit Schwimmkörpern für Flugzeuge scheinen zu zeigen, daß man ohne eine Stufe nur schwer vom Wasser abkommt. Aus baulichen und aerodynamischen Gesichtspunkten wäre es allerdings nur wünschenswert, wenn man die Stufe entbehren könnte, stellt sie doch in der Regel den konstruktiv schwächsten Punkt des Schwimmkörpers dar.

Im Bug des Bootes ist ein Maschinengewehrstand eingebaut. Das Boot ist nicht eigenstabil und bedarf daher seitlicher Stützschwimmer. In der Frage eigenstabiler Boote ist man im Auslande bisher überhaupt noch nicht weitergekommen. Von den Rudern sind die Querruder entlastet. Die Höhenflosse ist zur Lastigkeitsregelung einstellbar. Unter den Einzelteilen sind die Gitterrippen besonders beachtenswert. Überhaupt verrät das Boot eine sorgfältige Durchbildung. Es ist nach Einbau von Abteilen auch zur Beförderung von sechs Reisenden sowie zweier Führer und eines Orters geeignet. Die Höchstgeschwindigkeit des offenbar noch nicht erprobten Flugzeuges scheint mit 220 km/h weit zu hoch angegeben, ebenso wohl auch die auf 7 km Höhe geschätzte Gipfelhöhe.[1])

Die Borel-Flugzeugwerke, die sich neuerdings in die Société Générale de Constructions Industrielles et Métalliques (S. C. I. M.) umgewandelt haben, pflegen besonders den Leichtmetallbau. Bemerkenswert war ihr ausgestellter Militärdoppeldecker mit vorverdichtendem 300 PS-Hispano-Suiza-Motor, der für größere Höhen bestimmt ist und die Aufgaben eines Jagdzweisitzers mit denen eines Nahaufklärungsflugzeuges vereinigen soll, also etwa unserer früheren Cl-Klasse entspricht. Diese durchwegs mit Kreisel-Vorverdichtern, gewöhnlich der Rateau-Abgasturbine und Hispano-Suiza-Motor ausgestattete Flugzeugart der französischen Fliegertruppe wird mit »CAP« bezeichnet.

Der Borel CAP 2 ist ein Doppeldecker mit Flügeln gleicher Spannweite, aber geringerer Tiefe im Unterflügel bei zweistieliger Abstützung. Die Flügelholme sind aus Duraluminblech und besitzen Rechteckquerschnitt. Die Stegwände sind zur Erleichterung gelocht. Die Rippengurte bestehen aus U-Profilen mit zwischengesetzten Blechstreifen als Stegen. Alle Flügelbeschläge sind aus Stahl. Hierbei standen meist wohl die im Holzbau üblichen Verfahren für die Metallkonstruktion Pate. Auch der vierkantige Rumpf ist in sehr einfacher Weise ausgebaut. Seine Holme bestehen aus mittels Stahlzwischenstücken ineinander gesteckten Duraluminrohren; der Rohrdurchmesser nimmt dabei vom Bug nach dem Heck ab. Diese Holmrohre sind durch Duraluminblechspanten miteinander verbunden. Die einzelnen Strebenfelder des Rumpfes sind mit Stahldraht ausgekreuzt.

Der Führer sitzt etwa unter dem Hinterholm, dicht dahinter der Beobachter bzw. M.-G.-Schütze. Für den letzteren ist eine Notsteuerung vorgesehen. Hinter dem Motor, dicht vor dem Führer, ist ein Odier-Anlasser eingebaut. Der Betriebsstoff ist in einem großen, vermutlich abwerfbaren Behälter untergebracht. Interessant sind die vorgeschriebenen Lastvielfachen im Normalfluge: sie betragen 10 für die Flügelzelle, 6 für den Rumpf und 5 für das Fahrgestell. Außer den in Zahlentafel 1 aufgeführten Werten sind noch erwähnenswert:

Flügeltiefe (Oberflügel)	1,90 m
Flügeltiefe (Unterflügel)	1,20 m
Höhenflosse (unverstellbar)	2,25 m²
Höhenruder	2,44 m²
V-Stellung des Oberflügels	2°
Pfeilform beider Flügel	4°
Rechnerische Geschwindigkeiten:	
Kleinstgeschwindigkeit in Bodennähe	102 km/h
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	200 km/h
» » 3 km Höhe	228 km/h
» » 5 km Höhe	248 km/h
» » 7 km Höhe	228 km/h
» » 9 km Höhe	182 km/h
Rechnerische Gipfelhöhe	10,0 km

Außerdem zeigte Borel noch das Modell eines im Bau befindlichen Dreimotoren-Verkehrseindeckers mit freitragendem Flügel und in der Flügelvorderkante eingebauten Motoren für nicht weniger als 30 Reisende bei 1125 PS Gesamtleistung und 10 t Fluggewicht. Die Spannweite beträgt bei 240 m² nur 36 m, d. h. ein mittleres Seitenverhältnis von 1 : 5,4. Nach Windkanalmessungen soll der offensichtlich nach deutschen Vorbildern entworfene Eindecker in Bodennähe eine Höchstgeschwindigkeit von 202 km/h erreichen können. Derartige Projekte sind in den letzten zwei bis drei Jahren in Frankreich an der Tagesordnung gewesen. Meist entschlummerten sie wohl schon auf dem Reißbrett eines sanften und für den Luftverkehr nicht bedrohlichen Todes, nachdem die Presse sich ihrer liebevoll angenommen hatte, um mit großem Geschrei zu verkünden, daß »damit« der Ausnahmestellung des deutschen Flugwesens der Todesstoß versetzt sei. Aber »et lewt noch«!

[1]) Das Flugboot ist kürzlich erprobt worden. Zuverlässige Leistungsangaben liegen aber noch nicht vor.

Digitized by Google

Zahlentafel 1. Flugzeuge der Pariser Luftfahrtausstellung 1922.

Laufende Nr.	Flugzeug	Baumuster	Bestimmung	Bauart	Motoren	Gesamtleistung PS	Spannweite Ober-Flügel m	Spannweite Unt.-Flügel m	Länge m	Höhe m	Tragfläche m²	Leergewicht kg	Nutzlast kg	Betriebsstoffe kg	Fluggewicht kg	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS	Höchstgeschwindigkeit km/h	Gipfelhöhe km
1	Bellanger-Denhaut-Flugboot	—	Marine bzw. Verkehr	Zweimotoren-Doppeldeckerflugboot	zwei Hispano-Suiza je 300 PS	600	19	19	14,7	5	70	2000	—	—	3500	50	5,8	220	7,0
2	Bernard-Eindecker	C-1	Jagdeinsitzer	Metalleindecker mit freitrag. Flügel	Hispano-Suiza	300	—	10,2	6,6	2,75	17,0	—	—	—	1200	70	4	315	5,8
3	Borel-S. C. I. M.-Militärdoppeldecker	C. A. P.-2 1922	Zweisitzer für große Höhen	Verspannter, zweistieliger Metalldoppeldecker mit Kreiselvorverdichter	Hispano-Suiza (vorverdichtend)	300	13,0	13,0	8,17	2,88	39	1000	425	325	1750	44,9	5,8	248 in 5 km Höhe	10,0
4	Bréguet-Viermotoren-Doppeldecker	Leviathan XX	Nachtbombenflugzeug	Viermotoren-Metalldoppeldecker mit zentralem Triebwerk	vier Bréguet-Bugatti je 250 PS	1000	25,54	25,54	14,02	5,13	140	3500	—	—	6000	42,7	6,0	178	4,5
5	Bréguet-Viermotoren-Verkehrs-Doppeldecker	Leviathan XXII	Verkehrsflugzeug	Viermotoren-Metalldoppeldecker mit unterteiltem Triebwerk	vier Bréguet-Bugatti je 250 PS	1000	25,54	25,54	14,02	5,13	140	3150	2200	1050	6400	45,6	6,4	180	4,5
6	Buscaylet-De Monge-Metalleindecker	52 C-1	Jagdeinsitzer	Metall-Hochdecker mit verspannungslosem abgestrebtem Flügel	Hispano-Suiza	300	10,90	—	7,0	2,70	24	—	—	—	1350	56	4,5	270	7,5
7	Chantiers Aéro-Maritimes de la Seine (CAMS.)-Schulflugboot	CAMS 30 E	Schulflugzeug (Zweisitzer)	einstieliges Doppeldecker-Flugboot	Hispano-Suiza	140	12,50	12,50	9,20	—	43	—	170	—	1180	27,4	8,4	145	—
8	Caudron-Schuldoppeldecker	C 59	Schulzweisitzer	zweistieliger Doppeldecker	Hispano-Suiza	140	10,24	—	7,80	2,70	26	627	160	120	907	35	6,47	140	5,5
9	Caudron-Sportdoppeldecker	C 60	Zweisitz. für Übung oder Sport	zweistieliger Doppeldecker	Clerget	130	10,24	—	7,80	2,70	26	505	160	197	862	33	6,15	157	—
10	Caudron-Sportdoppeldecker	C 67	Sporteinsitzer	einstieliger Doppeldecker	Anzani	35	7,65	—	5,80	2,40	16,0	210	—	—	326	20,3	9,3	—	—
11	Caudron-Sportdoppeldecker	C 68	Sportzweisitzer	einstieliger Doppeldecker	Anzani	50	7,65	—	5,80	2,40	16,0	250	150	51	451	28,2	9,0	125	—
12	Caudron-Verkehrsflugzeug	C 61	Verkehrsflugzeug	Dreimotoren-Doppeldecker mit unterteiltem Triebwerk	drei Hispano-Suiza je 140 PS	420	24,14	24,14	14,0	4,0	110	2200	840	440	3480	33,5	8,3	160	4,9
13	Dewoitine-Metalleindecker	—	Jagdeinsitzer	Metall-Hochdecker m. verspannungslosem abgestrebtem Flügel	Hispano-Suiza	320	11,20	—	7,40	—	20	810	220	200	1230	61,5	3,85	250 in 4 km Höhe	8,5
14	Farman-Verkehrsdoppeldecker	—	Verkehrsflugzeug	zweistieliger Doppeldecker mit einem Motor	Farman	600	25,30	25,30	15,0	5,25	150	3000	960	620	4580	30,5	7,62	180	—
15	Farman-Metalldoppeldecker	B 2	Tagesbombenflugzeug	zweistieliger Doppeldecker in »Walfisch«-Bauart	Lorraine-Diétrich	370	17,0	—	10,70	3,90	63	1360	680	420	2460	38	6,6	185	—
16	Farman-Sporteindecker	—	Sportzweisitzer	Eindecker mit dickem freitragend. Flügel	Hispano-Suiza	180	10,80	—	9,50	2,30	28	680	160	280	1120	40	6,25	135	3,2
17	F. B. A.-Schreck-Flugboot	13 H. E. 2	Übungsflugboot (Zweisitzer)	einstieliges Doppeldeck-Flugboot	Hispano-Suiza	140	11,0	10,60	9,10	2,76	33	1040	—	—	1250	37,8	8,9	135	3,2
18	Handley Page-Torpedo-Doppeldecker	»Handley«	Torpedo-Landflugzeug	dreistieliger Doppeldecker mit einspaltigem Düsenflügel	Napier-»Lion«	450	14,02	14,02	10,13	3,96	53,9	1660	—	—	2930	54,4	6,5	172	3,9
19	Hanriot-Schuldoppeldecker	H D 28	Schulzweisitzer (Doppelsteuerung)	zweistieliger, verspannter Doppeldecker mit geteiltem Fahrgestell	Le Rhône	80	9,73	9,73	7,25	—	3,17	500	180	74	754	24	9,4	120	4,4
20	Hanriot-Jagdeinsitzer	H D 26	Jagdeinsitzer	halbfreitragender Metalldoppeldck.	Salmson	260	8,2	5,7	7,35	2,50	18,2	820	80	180	1080	59,2	4,15	260	8,5
21	Koolhoven-Jagdeindecker (Nationale Vliegtuig Industrie)	F. K. 31	Jagdzweisitzer	Hochdecker mit halbfreitragendem Flügel	Bristol-»Jupiter«	400	11,0	—	7,2	2,20	27,5	820	—	—	1500	54,5	3,76	260	7,3
22	Latécoère-Viermotoren-Metallflugzeug	L. A. T. 6	Großkampfflugzg. f. Fernbombenwurf	zweistieliger Viermotoren-Metalldoppeldecker	vier Salmson je 260 PS	1040	28,05	20,63	15,74	5,65	116,5	2980	—	—	5260	45,15	5,20	220	6,0
23	Levasseur-Marine-Landflugzeug	»Marin«	Aufklärungsdreisitzer	zweistieliger Landdoppeldecker	Lorraine	370	14,50	14,50	9,30	4,05	58	1335	455	310	2100	37	5,6	180	5,0
24	Levasseur-Torpedodoppeldecker	A. T. 1	Torpedo-Landflugzeug	zweistieliger Landdoppeldecker	Renault	550	15,25	15,25	10,65	4,32	72	2150	—	—	3300	45,5	6,0	160	3,0
25	Lioré u. Olivier-Marineflugzeug	LeO H. 10	Erkundungs- und Kampfzweisitzer	zweistieliger Zweischwimmerdoppeldecker	Lorraine-Diétrich	375	15,0	15,0	10,45	4,25	59	1705	450	295	2450	41,5	6,5	160	5,5
26	Lioré u. Olivier-Verkehrsflugboot	LeO H. 13	Verkehrsflugzeug	einstieliges Zweimotoren-Flugboot	zwei Hispano-Suiza je 150 PS	300	16,0	16,0	11,5	3,70	58	1600	550	300	2450	42,2	8,2	160	4,0
27	Morane-Saulnier-Verkehrseindck.	A. V.	Schnell-Verkehrsflugzeug	freitragender Eindecker mit geschlossenem Abteil	Hispano-Suiza	180	13,62	—	9,53	3,4	31	1100	—	—	1500	48,3	8,3	165	4,0
28	Nieuport-Delage-Jagddoppeldck.	29 C-1 22 m²	Jagdeinsitzer für niedere Höhen	einstieliger Doppeldecker	Hispano-Suiza	300	8,0	8,0	6,50	2,40	22	761	167	—	1100	50	3,68	250	8,2
29	Nieuport-Delage-Jagddoppeldck.	29 C-1	Jagdeinsitzer für große Höhen	zweistieliger Doppeldecker mit dickem Flügelschnitt	Hispano-Suiza	300	10,0	10,0	6,60	2,75	29,9	800	220	—	1200	40,0	4,0	226	8,5
30	Nieuport-Delage-Jagdeindecker	37 C-1 »Sesquiplan«	Jagdeinsitzer für große Höhen	verstrebter Eindecker mit Fahrgestellflügel	Hispano-Suiza (vorverdichtend)	320	11,80	—	7,16	2,97	26,2	980	220	180	1430	54,6	4,46	—	—
31	Potez-Kampfdoppeldecker	XI C A P-2	Zweisitz. f. Kampf und Arbeit in großen Höhen	zweistieliger Metalldoppeldecker	Lorraine (vorverdichtend)	370	12,7	12,7	9,08	3,16	44,0	1250	350	300	1900	43,2	5,15	220	8,0
32	Potez-Dreimotoren-Verk.-Flugzg.	XVIII	Verkehrsflugzeug	Dreimotoren-Doppeldecker	drei Lorraine-Diétrich je 250 PS	750	22,00	—	14,80	4,0	112	2900	1000	675	4775	42,5	6,3	195	5,0
33	Savoia-Verkehrsflugboot	—	Verkehrsflugboot (7 S.)	Normales Doppeldeck-Flugboot	Fiat	300	—	—	—	—	65	1750	—	—	2550	—	—	160	—
34	Schneider-Viermotorendoppeldck.	»Henry-Paul«	Nachtbombenwurf	zweistieliger Metalldoppeldecker mit Tandem-Triebwerk	vier Lorraine je 370 PS	1480	30	30	19,9	6,2	220	6500	1820	1700	10020	45,8	6,8	150	4,5
35	S. E. C. M.-Sportzweisitzer	22	Sportzweisitzer	einstieliger Metalldoppeldecker	Hispano-Suiza	150	9,2	—	6,7	2,65	22	528	—	—	820	37,2	5,46	170	3,0
36	S. E. C. M.-Sportdreisitzer	23	Sportdreisitzer	einstieliger Metalldoppeldecker	Hispano-Suiza	180	11,2	—	6,7	2,65	26	528	—	—	890	34,2	4,93	170	3,0
37	S. E. C. M.-Bombenflugzeug	B. N. 2	Nachtbombenwurf	zweistieliger Metalldoppeldecker	Salmson	500	15,4	—	10,9	3,8	71	1440	940	480	2860	40,3	5,72	160	5,0
38	Wibault-Jagdeindecker	3 C 1	Jagdeinsitzer für große Höhen	Metallhochdecker mit verspannungslosem Flügel mit Kreiselvorverdichter	Hispano-Suiza (vorverdichtend)	300	11,6	—	8,1	3,1	26,5	900	220	300	1420	53,6	4,73	280 in 5 km Höhe	10,5

Digitized by Google

Louis Bréguet stellte aufs neue sein Schmerzenskind, den »Leviathan«-Viermotoren-Metalldoppeldecker zur Schau. Diesmal gleich in zwei Exemplaren. Der »Leviathan« hat, trotzdem er nun schon fast drei Jahre im Entstehen ist, es noch immer nicht zu irgendwelchen nennenswerten Erfolgen bringen können. Dabei ist es ursprünglich eine durchaus normale mehrstielige Doppeldeckerkonstruktion mit vier im Rumpf untergebrachten Achtzylinder-Bréguet-Bugatti-Motoren, die eine einzige Luftschraube nach Art des Linke-Hofmann R II-Doppeldeckers von 1918 antreiben. Die Ursachen der Mißerfolge mit dem Bréguet »Leviathan XX«-Doppeldecker sind wohl in erster Linie in Getriebeschwierigkeiten zu suchen.

Infolgedessen hat der Konstrukteur eine neue Ausführung, den »Leviathan XXII« (Abb. 1), herausgebracht, bei dem seitlich des

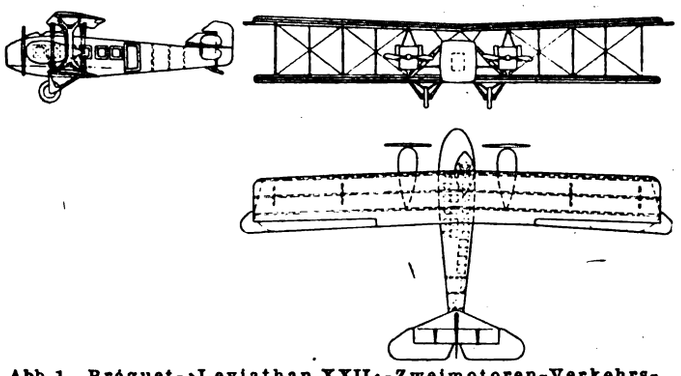


Abb. 1. Bréguet-»Leviathan XXII«-Zweimotoren-Verkehrsdoppeldecker mit zwei 500 PS-Bréguet-Bugatti-Doppelmotoren. Noch nicht erprobte Leichtmetallbauart.

Rumpfes in einem Motorrumpf zwischen den Flügeln zwei Motoren untergebracht sind, die eine vierflügelige Zugschraube rechts und links der Rumpfspitze antreiben. Auch hier verwendet Bréguet die gleichen Motoren wie vorher, trotzdem gerade der Bréguet-Bugatti-Motor auch in kleineren Flugzeugen seine Verwendungsfähigkeit bisher immer noch nicht hat beweisen können. Das neue Großflugzeug ist für die Aufnahme von 22 Reisenden bestimmt, während der »Leviathan XX« dem Nachtbombenwurf dienen soll. Louis Bréguet ist von jeher Anhänger des Metallbaues gewesen. Jetzt bevorzugt er die Duraluminkonstruktion nach Art der bei den Zeppelin-Luftschiffen üblichen Bauverfahren mit zusammengenieteten Profilen. Der Innenaufbau der Bréguet-Großflugzeuge bietet ein Musterbeispiel dafür, wie man eine Leichtmetallkonstruktion ungemein teuer und verwickelt gestalten kann. Dabei ist das Ganze, so z. B. die geteilten Flügelstiele, noch nicht

Abb. 2. Buscaylet-De Monge-Jagdeinsitzer, Baumuster 52 C-1 mit 300 PS-Hispano-Suiza. Das Flugzeug verrät eine sehr sorgfältige Durchkonstruktion. Man beachte den neuartigen »Barbe-Lamblin«-Gürtelkühler am Rumpfvorderteil. Davor liegt der Ölkühler.

einmal aerodynamisch einwandfrei. Der neue Bréguet zeigt zwar durch Verwendung von Gabelstielen Fortschritte, die allerdings durch den Widerstand der vorgesehenen Zwischenstiele wettgemacht werden dürften. Das Fahrgestell besitzt nur zwei große und breite Räder und macht einen sehr soliden Eindruck; ob es aber auch auf weniger festem Gelände die zur Verteilung der Bodendrücke nötige Radauflagerfläche bietet, ist zweifelhaft. Fraglich ist es auch, ob und wo eine Federung vorgesehen ist. Äußerlich ist nämlich keine aufzufinden. Die angegebenen Leistungen des Flugzeuges stehen vorläufig nur auf dem Papier, da mit der älteren Bauart nur wenige kurze Probeflüge durchgeführt sind und die neue Bauart offenbar überhaupt noch nicht erprobt ist.

Eines der am besten durchgebildeten französischen Metallflugzeuge ist der Buscaylet-De Monge-Jagdeinsitzer, Muster 52 C-1 (siehe Abb. 2, 3 und 4). Es ist ein Hochdecker mit verspannungslosem, halbfreitragendem Flügel, der dicht über dem Rumpf in Augenhöhe des in einem Sichtausschnitt sitzenden Insassen angeordnet ist. Die ziemlich stark pfeilförmig zurückgebogenen Außenteile des dreiteiligen Tragdecks werden auf jeder Seite durch einen breiten Stiel gegen die Rumpfunterkante zwischen den Ansatzpunkten der beiden Fahrgestellstreben abgestützt. Dicht unter dem Flügel gabelt sich der Stiel und umfaßt mit seinen Endbeschlägen Vorder- und Hinterholm. Der Flügelschnitt »De Monge M. F. A.« ist auf der Unterseite leicht ausgewölbt[1]). Das Höhenleitwerk besitzt einen symmetrischen Querschnitt. Im Gegensatz zu älteren, ähnlich ausschauenden Rennflugzeugen De Monge ist die ganze Konstruktion bis auf das hölzerne Rumpfhinterteil in Duralumin durchgeführt. Die beiden Flügelholme (siehe Abb. 4) setzen sich aus zwei U-Profilen als Gurten, die ihre wagerechten Schenkel dem Flügelinneren zukehren, zusammen. An diese Gurte sind außen zu beiden Seiten die mit Aussparungen versehenen Stegbleche angenietet. Der Vorzug dieser Ausführung liegt darin, daß das Zusammennieten des einzelnen Holmes infolge der freiliegenden Nietkanten sehr einfach ist und keinerlei Sondervorrich-

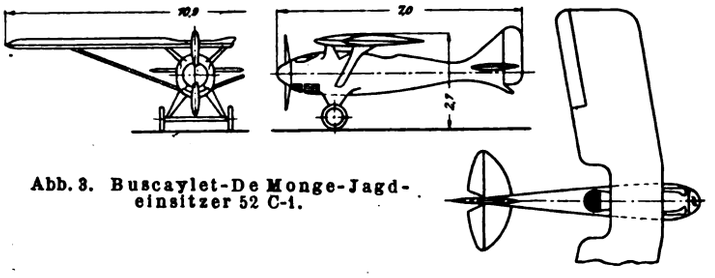
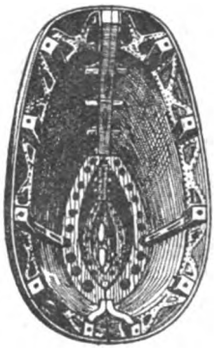


Abb. 3. Buscaylet-De Monge-Jagdeinsitzer 52 C-1.

tung erfordert. Nachteilig ist dabei aber, daß die freien Blechkanten außen zu liegen kommen, wodurch nach übereinstimmenden deutschen und englischen Untersuchungen die Holmfestigkeit gegen Knickung und Biegung sehr vermindert ist. Man muß bekanntlich stets danach trachten, freie Blechkanten möglichst nahe der neutralen Faser unterzubringen, sie also immer nach innen legen. Die Flügeldicke beträgt bei etwa 2,20 m Flügeltiefe 30 cm, d. h. 13,6 vH. Die Duraluminblechrippen zeigen Kastenform mit U-Profilgurten. Die Blechstärken betragen 0,5 und 1 mm. Jede Rippe ist mit zwei Bolzen an den sehr schmal gehaltenen Holmen festgemacht.

Abb. 4. Aufbau von Flügel und hinterem Rumpfteil des Buscaylet-De Monge-Jagdeindeckers.



An dem Gesamtaufbau des Tragwerks ist noch bemerkenswert, daß genau wie bei den weiter oben erwähnten Rennflugzeugen des gleichen Konstrukteurs das Flugzeug von vornherein darauf eingerichtet worden ist, auch als Doppeldecker mit schmalem Unterflügel geflogen zu werden. Die Unterflügelhälften werden dabei an den Stielansatzpunkten am Rumpf angelenkt und am äußeren Ende durch einen Gabelstiel gegen die Flügelknotenpunkte des die Tragkabel ersetzenden Schrägstiels (Abb. 6) abgestützt. Hängeseile erübrigen sich, da der Schrägstiel Zug und Druck aufnimmt.

Eine ähnliche Eindecker-Doppeldeckerbauart, die zuerst wohl von Nieuport versucht wurde, hat neuerdings auch Fokker in seinem F V-Verkehrsflugzeug verkörpert. Dort ist allerdings der Flügel vollkommen freitragend gehalten, so daß das Flügelfachwerk mit dem einen N-Stiel etwa wie ein Vierendeelträger mit starren Stäben und ausgesteiften Ecken aufgefaßt werden kann. De Monge ist seit längerer Zeit Anhänger der beschriebenen Eindecker-Doppeldeckerbauart; ob sie praktisch die davon erhofften Vorteile der

[1]) Nach neueren amerikanischen Untersuchungen (National Advisory Committee for Aeronautics, Report Nr. 152, berichtet in einem demnächst erscheinenden NfL-Bericht) sind auf der Unterseite ausgewölbte, dicke Flügelschnitte für schnelle Flugzeuge mit freitragenden Flügeln auf Grund systematischer Windkanalmessungen von hohem Vorteil. Ähnliche Ergebnisse, die sich durch besonders günstige, im Windkanal bislang noch nicht erreichte Gleitzahlen auszeichnen, lieferten Messungen im Windkanal von St. Cyr.

Digitized by Google

Geschwindigkeitsverringerung zugunsten der Steigleistungen und der Landefähigkeit bzw. der Tragkrafterhöhung zu rechtfertigen vermag, muß noch als unerwiesen gelten. Die Vorteile können jedenfalls — zumal bei einem Kriegsflugzeug mit bestimmt umrissenem Aufgabenbereich — nicht allzu hoch sein. Konstruktiv bietet zwar die wahlweise Anbringung eines Unterflügels kaum große Schwierigkeiten, eher fliegerisch.

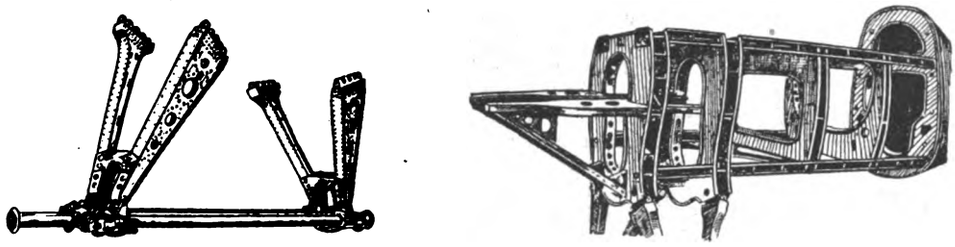


Abb. 5. Aufbau des Rumpfvorderteils und des Fahrgestells beim Buscaylet-De Monge-Jagdeinsitzer.

Der Rumpf zeigt eine gute Stromlinienform. Vor der Luftschraube gibt eine Nabenhaube den Abschluß. Der vordere Rumpfteil ist bis zum Abschluß des Sitzes aus Duralumin; daran angesetzt ist ein Sperrholzrumpfteil. Das Rumpfvorderteil (Abb. 5) baut sich aus Blechspanten, die durch diagonal geführte Querstützen gegeneinander abgesteift sind, auf. Die Motorholme sind ebenfalls aus Duralumin und ragen halbfreitragend über dem Stirnspant hinaus. Auf ihnen ruht der 300pferdige Achtzylinder-Hispano-Suiza-Motor bekannter Bauart, der durch eine Duraluminblechverkleidung vollständig abgedeckt ist, so daß die windschnittige Form des Rumpfes voll gewahrt bleibt. Nachteilig scheint hingegen die schlechte Zugänglichkeit des Motors. Auch nach vorn gegen die Nabenhaube ist die Rumpfspitze vollständig abgekleidet.

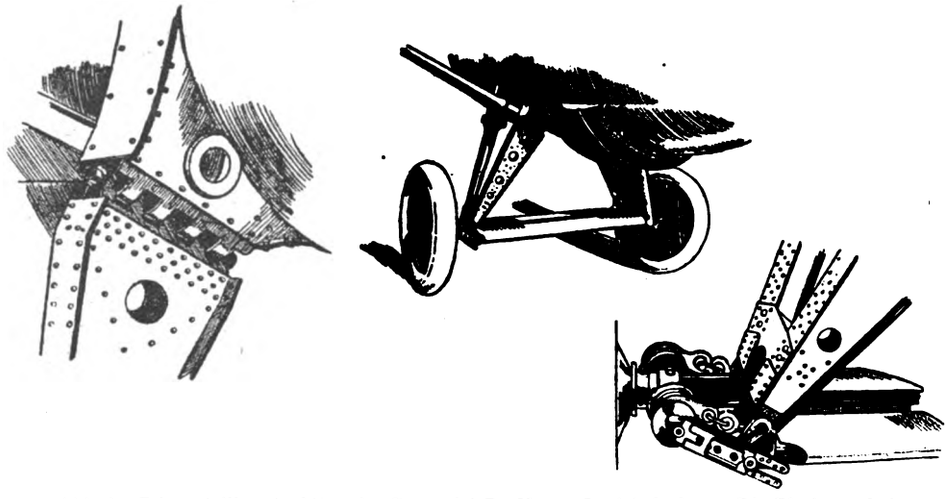


Abb. 6. Fahrgestellkonstruktion des Buscaylet-De Monge-Jagdeindeckers. Die Blechverschalung ist abgenommen.

Die Luftschraube ist übrigens englischer Herkunft; es ist eine zweiflügelige Leitner-Watts-Metalluftschraube mit verstellbarer Steigung, die einzige Metalluftschraube des Auslandes, die sich in den letzten Jahren einzuführen vermocht hat. Bis zum Führersitz, wo der hölzerne Rumpfteil beginnt, ist der Torpedorumpf mit Blech bekleidet.

Der Kühler zeigt neuartige Formen. Es ist einer der bekannten und bewährten Lamblin-Kühler, der aus der bisher bekannten Faßformbauart dadurch entstanden zu denken ist, daß man jene aufgeschnitten und dem Rumpfe angeschmiegt hat (Gürtelkühler). Die aus Abb. 2 und 6 ersichtliche Kühleranordnung wird als »Bartkühler« (Barbe Lamblin) bezeichnet; der Kühler liegt dabei unter dem Motor, was nach deutschen Begriffen für Kriegsflugzeuge an sich unzulässig erscheint. Freilich werden durch die tiefe Lage des Kühlers gegenüber den Wassermänteln der Zylinder höhere Wassergeschwindigkeiten im Kühler und damit eine mit Sicherheit turbulente Strömung, mithin also bessere Kühlung erzielt[1]). Ein wenig höher als der Wasserspiegel im Motor und hinter diesem befindet sich ein kleiner Kühlwasserzusatzbehälter mit Entlüfter (Abdampfrohr).

[1]) Das ist gerade bei Kühlern von der Art des Lamblin-Kühlers besonders notwendig, vgl. A. Ludlow Clayden, Automotive Industries, Bd. 47, Nr. 7, S. 306, berichtet in NfL 23/9. 23.

Sehr große Sorgfalt ist dem Fahrgestell (Abb. 5 und 6) zugewendet. Die äußeren Formen des Flugzeuges zeigen zwei aus getriebenem Duraluminblech hergestellte Hohlkörper, die sich am unteren Ende verjüngen und an einer verkleideten Achse zwei Räder tragen. Konstruktiv setzt sich das Fahrgestell (Abb. 5) aus vier Streben, die zwei Schenkel bilden, zusammen. Die einzelnen Streben sind aus Duralminblech zusammengenietete Kastenträger. Auch hier sind die freien Blechkanten wieder nach außen gelegt. Die am Rumpf sehr breiten Träger verjüngen sich nach der Achse zu stark; sie sind an den Hauptspanten des Rumpfes vor und hinter dem Flügelstielanschluß in Gelenken (Abbildung 7) so angelenkt, daß sie in Flugrichtung frei beweglich sind. Unten bilden die Streben jedes Schenkels einen offenen Bügel, zwischen dem die Radachse liegt (Abb. 6 rechts unten). Zwischen den die beiden Schenkel jeder Seite verbindenden Abstandsstreben liegt die Gummiabfederung, die mit einer Reibungsdämpfung versehen ist. Letztere dient einem bei uns leider wenig beachtetem Zweck, nämlich dem Vermeiden des »Springens« beim Landen.

Jeder, der viel geflogen ist, weiß, wie störend und gefahrbringend das während des Landevorganges auftretende »Springen« des Flugzeuges ist. Man darf wohl sagen, daß ein sehr großer Teil aller Bruchlandungen allein auf die Folgen dieses Übels zurückzuführen ist. Während die Neigung zum Springen von der Lage des Schwerpunktes in bezug auf den Unterstützungspunkt der Räder abhängt und bis zu einem gewissen Grade durch eine kleine Rücklage des Schwerpunktes gering gehalten werden kann, ist das Springen selbst auf das elastische Rückfedern des ganzen Flugzeuges beim ersten Aufkommen auf dem Boden, insbesondere beim Durchsacken, zurückzuführen. Daß zur Behebung des Springens der Einbau einer Fahrgestellabfederung, wie sie heute noch vorwiegend üblich ist, widersinnig ist, erhellt ohne weiteres, wenn man bedenkt, daß durch die Elastizität der Federung die beim Durchsacken gewonnene kinetische Energie des Flugzeuges senkrecht zur Rollebene ja nicht umgewandelt, sondern je nach der Vollkommenheit der Elastizität erhalten bleibt und sich — wie beim Gummiball — in Sprüngen auswirkt. Das Landen bedingt daher statt einer Federung eine Stoßdämpfung, d. h. eine Vorrichtung, die kinetische Energie in andere Energieformen (Reibung, unelastische Formänderung usw.) umsetzt, d. h. für den Landeverlauf selbst vernichtet. In der Gummifederung besitzt freilich schon unbewußt jedes Flugzeug eine, wenn auch geringe Stoßdämpfung, insofern, als die innere Reibung des Gummis beträchtliche Werte zu erreichen vermag[1]). De Monge steigert nun diese innere Reibung noch durch eine besondere Reibungsdämpfung.

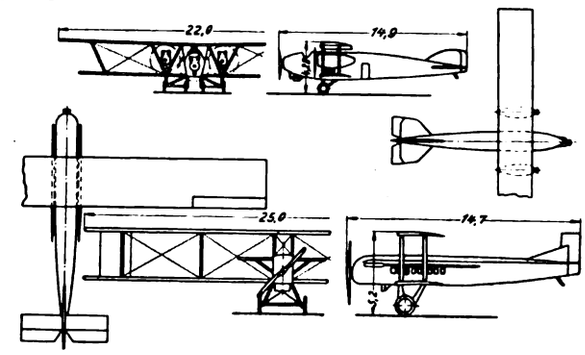


Abb. 8. Oben: Potez-Dreimotoren-Verkehrsflugzeug. Unten: Farman-Verkehrsdoppeldecker mit 600 PS-Farman-Motor.

Bei uns hat man diesem Gesichtspunkt konstruktiv wenig Beachtung geschenkt; die Sorgfalt, mit der schon seit Jahren

[1]) Dieser Umstand ist es vor allem, der die Gummifederung der einfachen Stahlfederung heute noch überlegen sein läßt.

Digitized by Google

englische Fahrgestelle neben einer kleinen Federung mit einer Ölstoßdämpfung ausgestattet werden, und die ausgezeichnete Landefähigkeit schwerer und schneller englischer Verkehrsflugzeuge verdiente auch bei uns volle Beachtung!

Neben dem Jagdeindecker stellte Buscaylet noch das Modell eines ebenfalls von De Monge entworfenen und jetzt in Bau befindlichen Dreimotoren-Verkehrseindeckers nach bekannten deutschen Vorbildern aus. Die Gesamtleistung beträgt wie bei dem weiter oben angeführten Projekt von Borel bei 32 m Spannweite, 210 m² Tragfläche und 9 t Fluggewicht 1125 PS. Die beiden äußeren Motoren sind in zwei 15,2 m lange, parallele Rümpfe eingebaut, der dritte Motor im Flügelmittelteil. Die 30 Reisenden werden ebenfalls im dicken Flügelmittelteil untergebracht. Es ist hier also die Doppelrumpfbauart, der neuerdings bei mehrmotorigen Flugzeugen wieder viel Beachtung geschenkt wird, zur Anwendung gebracht.

Die Chantiers Aero-Maritimes de la Seine (C. A. M. S.), die ein Schulflugboot mit 140 PS-Hispano-Suiza-Motor ausstellen, können durch ihren Konstrukteur Conflenti als ein Ableger der bekannten italienischen Savoia-Flugzeugwerke betrachtet werden. Wie diese bauen sie vorzugsweise leichte, wenig seefähige Holzflugboote.

Die Caudron-Flugzeuge bieten nichts Bemerkenswertes. Unter Vernachlässigung jedweder aerodynamischen Durchbildung baut Caudron immer noch als Holz sehr leicht und einfach. Infolge ihres ungemein einfachen, ja primitiven Aufbaues sind diese Flugzeuge auch recht billig; dabei besitzen sie bei ihren sehr geringen Flächenbelastungen annehmbare Flugeigenschaften, was besonders bei den sehr beliebten Schulflugzeugen hervortritt. In diesem Jahre werden von Caudron außer dem bekannten Gitterrumpfdoppeldecker G 3, einer Konstruktion von 1912, die heute noch immer sehr gern geflogen wird, zwei normalen Rumpfdoppeldeckern für Schul- und Übungszwecke und dem dreimotorigen Verkehrsflugzeug zwei kleine Sportdoppeldecker mit Anzani-Motoren, ein Einsitzer und ein Zweisitzer, ausgestellt. Es sind dies einstielige und verspannte Doppeldecker mit nach hinten beiklappbaren Flügeln. Der große Verkehrsdoppeldecker hat sich bereits im Luftverkehr einzuführen vermocht.

Der Dewoitine-Jagdeinsitzer (Abb. 7) ist ein Hochdecker mit verspannungslosem, durch beidseitig zwei Stiele gegen den Rumpf abgestütztem Flügel, der in Augenhöhe der Insassen angeordnet ist. Die Flügelholme sind aus zwei hochkant gestellten Vollblechen mit gebördelten Kanten, die durch Zwischenbleche miteinander verbunden sind, hergestellt. Sie besitzen eine über die Spannweite gemäß den auftretenden Beanspruchungen wechselnde Höhe, die über den Stielknotenpunkten entsprechend dem maximalen Biegungsmoment ihren Größtwert erreicht. Der Rumpf zeigt eine sorgfältig gerundete Form und ist mit Duraluminblech bekleidet. Der Querschnitt wird durch feste Rahmenspanten bestimmt. Diese sind durch eine Anzahl leichter Längsträger miteinander verbunden. Die Blechhaut wird in hohem Maße zur Aufnahme der Beanspruchungen mit herangezogen.

Unter dem Rumpfvorderteil sind zwei parallele Lamblinkühler angeordnet. Bei der Belastungsprüfung durch die Luftfahrttechnische Versuchsabteilung soll die 16fache Last ohne bleibende Formänderungen erreicht worden sein. Das Flugzeug ist gegenwärtig im Versuch. Seine durchaus modernen Formen müssen anerkannt werden.

Die Farman-Werke haben diesmal große Anstrengungen gemacht, um mit neuartigen Konstruktionen prunken zu können. Der ausgestellte Verkehrsdoppeldecker (Abb. 8 unten), in dem der seit mehreren Jahren in Erprobung befindliche 600 PS-Farman-

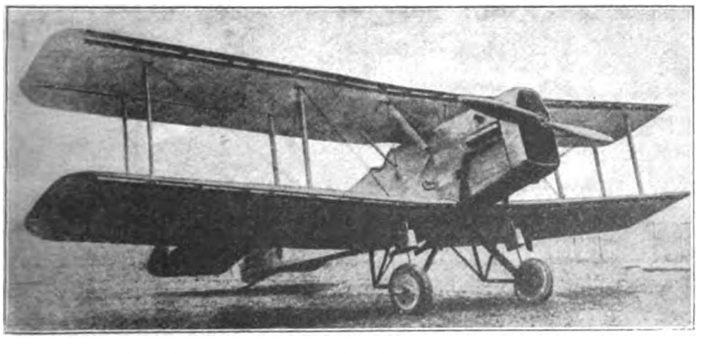


Abb. 9. Handley Page-Torpedodoppeldecker mit einschlitzigem Düsenflügel. 450 PS-Napier-»Lion«-Motor.

Abb. 7. Dewoitine-Jagdeindecker mit 300 PS-Hispano-Suiza. Einsitziges Metallflugzeug von modernen Formen.

Motor eingebaut ist, stellt im Grunde genommen nichts weiter als die bekannte »Goliath«-Bauart dar, bei der die seitlichen Motoren ausgebaut und durch einen doppelt so starken Motor in der Rumpfspitze ersetzt sind. Der ganze Aufbau mutet genau so primitiv als vor Jahren an. Man findet hier die gleichen Konstruktionsprinzipien wie bei Caudron und Potez. Der Führer sitzt unmittelbar hinter dem Motor dicht unter und vor dem Oberflügel. Dahinter liegt das Abteil für die acht Reisenden, das infolge des sehr schmal und niedrig gehaltenen Rumpfes vom »Goliath« eng und wenig einladend ist. Die typischen harten und eckigen Formen der Farman-Flugzeuge finden sich auch hier. Die beiden Lamblin-Kühler sind dicht unter dem Rumpfvorderteil angeordnet.

Das einmotorige Farman-Tagesbombenflugzeug zeigt insofern eine bei Farman ungebräuchliche Neuerung, als hier nach Art des bekannten Roland-»Walfisch«-Doppeldeckers der Oberflügel unmittelbar auf den sehr hoch ausgeführten Rumpf gesetzt ist. Außerdem stellt der Doppeldecker eine Duralumin-Stahlkonstruktion dar, die (nach englischen Angaben) im wesentlichen darauf beruht, daß Holzstreben durch Duraluminträger ersetzt bzw. mit

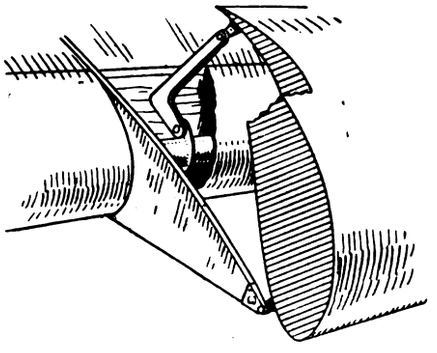


Abb. 10. Verstelleinrichtung für den Handley Page-Düsenflügel. Die in der Vorderkante vom Hauptflügel gelagerte Steuerwelle trägt einen Winkelhebel, der, an der Hinterkante des Leitflügels angreifend, diesen bei Drehung der Steuerwelle um seine vordere Anlenkung schwingen läßt.

Blech umkleidet sind; Farman scheint sich also im Metallbau darauf beschränken zu wollen, das Holz möglichst getreu durch Duralumin zu ersetzen. Daß das kein vernünftiges Metallbauverfahren darstellt, liegt auf der Hand, zumal wo schon der Holzbau bei Farman sehr wenig entwickelt ist. Der Führersitz befindet sich unmittelbar vor dem Oberflügel und liegt fast 4 m über den Boden, also recht hoch; das erfordert für das Landen Übung. Hinter dem Oberflügel liegt in einem halbkreisförmigen Sichtausschnitt der Beobachterraum mit zwei gekuppelten Maschinengewehren im Drehkranz, die so hoch angeordnet sind, daß man nach vorn über die Luftschraube hinweg feuern kann. Ein starr eingebautes, gesteuertes Maschinengewehr erscheint daher entbehrlich. Ein Tür im Rumpfboden erleichtert dem Beobachter den Bombenwurf und die Ortung. Zur Kühlung dient ein unter dem Rumpf angeordneter, rechteckiger Hängekühler. Das Flugzeug kann für 7 h Betriebsstoffe mitführen und ist mit F. T.-Gerät und elektrischer Heizvorrichtung ausgestattet. Das Fahrgestell zeigt normale Formen.

Der Farman-Sporteindecker kann mit Fug und Recht zu den diesjährigen Abnormitäten des »Salons« gerechnet werden. Der Flügel ist am Rumpf ungemein breit und dicht gehalten und dreiteilig ausgeführt. Das Seitenverhältnis ist wenig günstig. Als Baustoff dient — mit Ausnahme der Motorlagerung — Holz. Auf dem niedrigen vierkantigen Rumpf, der nur wenig höher als die Flügeldicke ist, ist eine Art Gewächshaus aufgebaut, das sich bei näherer Besichtigung als ein nach allen Seiten befenstertes Abteil für die beiden Insassen erweist. Bei einem Überschlag befinden sie sich

Digitized by Google

daher in einer recht peinlichen Lage und dürften einer hohen Formänderung unterzogen werden. Es liegt auf der Hand, daß das keinen Fortschritt der Flugtechnik darstellt.

Das Fahrgestell besteht aus zwei Rädern ohne gemeinsame Achse, deren kurze Achsstummel durch einen dreibeinigen Strebenbock gegen Flügel und Rumpf abgestützt sind. Die Fahrgestellbeanspruchungen werden so zum größten Teil unmittelbar auf die Flügel übertragen. Als Kühler dient ein Stirnkühler am Rumpfbug. Wie alle Farman-Flugzeuge, so zeigt auch dieser Eindecker eckige

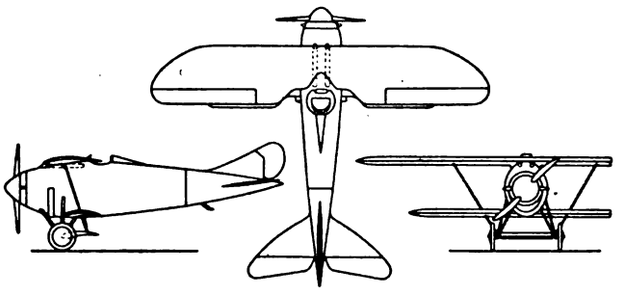


Abb. 11. Hanriot H D 26-Jagdeinsitzer mit 260 PS-Salmson-Motor.

Formen. Das Flugzeug ist noch nicht im Fluge erprobt. Ein Vorzug besteht darin, daß der Motor mitsamt dem metallenen Einbau durch Lösen von vier Verschraubungen leicht auszubauen ist. Darauf wird in England und neuerdings auch in Frankreich bei Verkehrsflugzeugen mit Recht besonderer Nachdruck gelegt.

Die auch bei uns nicht unbekannten F. B. A.-Schreck-Werke, die vor dem Kriege die Donnet-Levêque-Flugboote bauten, befassen sich immer noch ausschließlich mit dem Bau von Flugbooten herkömmlicher Bauart. Das ausgestellte F. B. A. Muster 16 H. E. 2-Doppeldeckerflugboot besitzt zwei nebeneinander liegende Sitze und ist für Übungszwecke bestimmt. Der Bootsbug ist ausgeprägt gekielt und besitzt etwa dicht hinter dem Schwerpunkt eine rd. 15 cm hohe Stufe ohne Entlüftung. Das Boot selbst ist aus auf Spanten aufgeplanktem Sperrholz aufgebaut. Eine stärkere Ausführung mit 200 PS-Hispano-Suiza-Motor ist als Aufklärungszweisitzer bestimmt.

Der ausgestellte Handley Page-Torpedodoppeldecker (Abb. 9) ist ein normaler dreistieliger Doppeldecker mit Landfahrgestell und einspaltigem Düsenflügel. Auch die Querruder sind mit Düsenschlitz ausgeführt. Das Interessanteste an diesem, im übrigen durchaus normalen Holzflugzeug ist die Verstelleinrichtung für den Düsenschlitz (Abb. 10). Der vor dem Haupttragflügel befindliche Hilfsflügel (Leitflügel) ist um eine unterhalb seiner Vorderkante liegende Achse drehbar und kann sich mit seiner rückwärtigen, zugespitzten Kante auf den Haupttragflügel auflegen, wodurch dann der Schlitz geschlossen wird. Die Drehung des Hilfsflügels erfolgt durch Winkelhebel von einer in der Vorderkante des Haupttragflügels liegenden Welle aus.

Die Wirkung des Düsenspaltenflügels ist bekannt; es sei hier noch darauf hingewiesen, daß eine derartige Anordnung, wie hier ausgeführt, zum Ausgleich der auftretenden Druckpunktverschiebungen beim Öffnen und Schließen des Spaltes eine Trimmvorrichtung erforderlich macht. Hier findet sich diese in Gestalt einer im Flug einstellbaren Höhenflosse — ein in England besonders beliebtes Verfahren. Die auf den Düsenflügel gesetzten Hoffnungen sollen sich den Berichten zufolge bei dem vorliegenden Doppeldecker voll bewährt haben.

Das Flugzeug ist als Torpedoflugzeug gedacht. Vermutlich weil man im Auslande offenbar mit der Konstruktion von tragfähigen und kriegsbrauchbaren Hochseeflugzeugen noch lange nicht so weit ist als Deutschland im Jahre 1918, hat man auch bei diesem Marineflugzeug auf jede Seefähigkeit verzichtet und begnügt sich mit einem Landflugzeug, das im Notfalle schwimmfähig ist und nur in Verbindung mit Flugzeugmutterschiffen eingesetzt werden kann. Infolgedessen ist auch auf die Beiklappbarkeit der Flügel großer Wert gelegt und zur Erzielung von Schwimmfähigkeit eine besondere Entleerungsvorrichtung für die Brennstofftanks vorgesehen, die in Verbindung mit den Luftsäcken im Rumpf das Flugzeug längere Zeit hindurch vor dem Absacken im Wasser bewahren soll. Das Torpedo, für das eine Auspuffgas-Heizvorrichtung eingebaut ist, kommt in die eingewölbte Unterfläche des Rumpfes zu liegen. Für ungehinderten Abwurf ist das Fahrgestell vollständig geteilt; die beiden Teile besitzen nur je ein Rad und sind mit Öl-Luft-Stoßdämpfer und Federung ausgestattet. Diese geteilte Fahrgestellbauart ist für Torpedo-Landflugzeuge typisch.

Das Flugzeug besitzt mit vollen Tanks einen Flugbereich von 5 h. Bei 172 km/h Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe wird die Kleinstgeschwindigkeit mit 64 km/h angegeben; das würde bei Vollast einem Größtauftriebsbeiwert von $C_a = 262$ entsprechen. Tatsächlich sollen auch die Flugprüfungen überraschend geringe Landegeschwindigkeiten gezeigt haben. Wegen der reichhaltigen Ausstattung des Führerraumes mit Bedienungshebeln ist der Doppeldecker von den Engländern mit dem Spitznamen »Heinz« belegt worden.

Die französisch-belgischen Hanriot-Werke zeigen neben einem einfachen Schulflugzeuge Muster HD 14 ein interessantes Metallflugzeug, einen Jagdeinsitzer-Doppeldecker HD 26 mit 260 PS-Salmson-Motor (Abb. 11). Dieses Flugzeug wurde ohne Bespannung gezeigt, um seinen Aufbau erkennen zu lassen. Hanriot ist schon vor längerer Zeit zum Leichtmetallbau übergegangen. Der gezeigte Jagdeinsitzer fällt durch den hohen Torpedorumpf

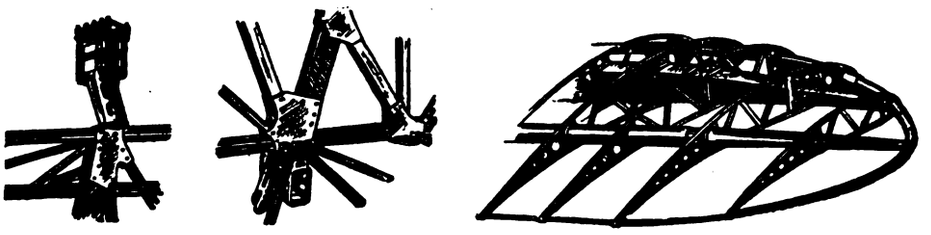


Abb. 12. Einzelteile des Hanriot H D 26-Jagdeinsitzers. Links: Stahlschuh zur Befestigung des Oberflügelholmes am Rumpf. Mitte: Rumpfknotenpunkt mit Stahlschuh für den Unterflügelholm, darüber der untere Rumpfholm der linken Seite. Rechts: Flügelaufbau mit dem kastenförmigen Hauptholm und den beiden Rohrholmen.

auf, der die Flügel unmittelbar am Rumpf anzusetzen gestattet. Der ein wenig zurückversetzte Unterflügel ist zugunsten des oberen stark verkleinert. Beide Flügel sind etwa halbelliptisch gerundet und weisen, wie auch der Fahrgestellflügel zwischen den Rädern,

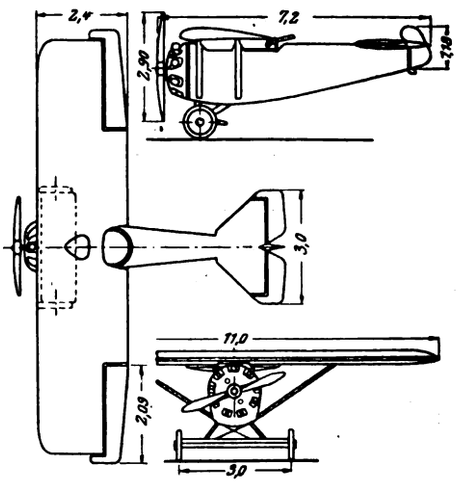


Abb. 13. Koolhoven-Militärzweisitzer der Nationale Vliegtuig Industrie, Rotterdam. 400 PS-Bristol-»Jupiter«-Motor.

einen stark an die bekannten Joukowsky-Profile der modernen Hydrodynamik gemahnenden mitteldicken Flügelschnitt auf. Die theoretischen Unterlagen der Aerodynamik scheinen bei Hanriot auf vollstes Verständnis zu stoßen. Die Flügel sind bis auf ein einziges Verspannungsseil auf jeder Seite, das vom Fahrgestellflügel

Digitized by Google

durch den Unterflügel schräg nach oben gehend den Oberflügel auf etwa halbe Länge abfängt, freitragend. Dieses Seil ist wohl unter Vorspannung nur zur Aufnahme der Beanspruchungen beim Abfangen bestimmt. Der Oberflügel selbst ist einteilig und durchlaufend, der

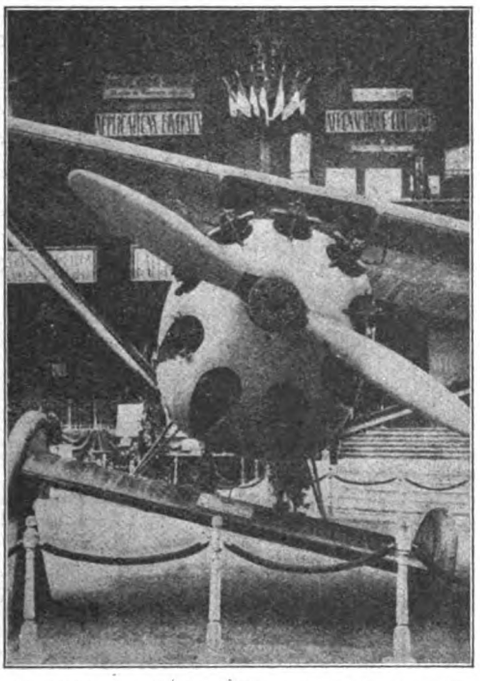


Abb. 14. Vorderansicht des Koolhoven-Eindeckers. Man beachte den Einbau des starken luftgekühlten Sternmotors und die Fahrgestellanordnung.

untere am Rumpf geteilt und an die Rumpfunterholme angesetzt. Jeder der Haupttragflügel baut sich aus einem kastenförmigen Hauptholm, an dem auch das Verspannungsseil im Oberflügel angreift, und zwei davor bzw. dahinter liegenden Rohrholmen auf (Abb. 12). Diese Holme sind gegeneinander abgestützt und verspannt. Der vordere Holm liegt nahe der Flügelvorderkante, die mit Magnesiumblech bekleidet ist; im übrigen sind die Flügel mit Stoff bespannt. Die Rippen bestehen aus einem Gitterwerk von leichten (6 × 6 mm) Duralumin-U-Profilen, die miteinander vernietet und auf die Holme aufgeschraubt sind. Um einen Träger gleicher Festigkeit zu erhalten, nimmt der Rippenabstand nach außen hin zu. Die rechnerische Festigkeit der Tragzelle wird mit 12facher Last angegeben.

Der Rumpf besitzt vier Holme, die aus U-Profilen in Gitterstruktur aufgebaut sind. Der normale drahtverspannte Rumpfkörper von rechteckigem Querschnitt erhält durch aufgenietete Formstücke an den Spanten und leichte Längsträger seinen ovalen Querschnitt. Der Motorenbau besteht ebenfalls aus Duraluminträgern. Das Fahrgestell ist durch den Einbau einer dritten Strebe beidseitig verstärkt. Zwischen den Fahrgestellstreben ist ein Botalli-Kühler eingebaut. Der brandgeschützte Betriebsstoffbehälter faßt 230 l und reicht für 3 h-Vollgasflug aus; er ist im Rumpf untergebracht.

Die Formgebung des Doppeldeckers kann trotz der weitgehenden Berücksichtigung der Theorie wohl kaum als besonders günstig gelten; auch könnte die einholmige Bauart der fast freitragenden Flügel zu Bedenken Anlaß geben. Die Bewaffnung des Einsitzers besteht aus zwei starren und gesteuerten Maschinengewehren. Das Flugzeug ist noch nicht versucht.

Gewichtszerlegung:

Flugwerkgewicht	500 kg	(46,5 vH)
Triebwerkgewicht	320 kg	(29,5 vH)
Betriebsstoffe	180 kg	(16,7 vH)
Insasse	80 kg	(7,3 vH)
Fluggewicht	1080 kg	(100 vH)

Eines der bemerkenswertesten Flugzeuge der Ausstellung war der Koolhoven-Militäreindecker der holländischen Nationale Vliegtuig Industrie in Rotterdam (Abb. 13, 14 und 15). Dieser Eindecker des langjährigen englischen Konstrukteurs holländischer Herkunft stellt einen Kampfzweisitzer, d. h. ein Jagdflugzeug mit Rückendeckung, dar. Für Arbeitszwecke ist der Hochdecker wohl weniger bestimmt. Trotzdem ist der Beobachterraum sehr geräumig gehalten. Auf freies Sicht- und Schußfeld sowie hohe Wendigkeit ist größter Wert gelegt worden. Der halbfreitragende Flügel ist auf jeder Seite durch einen N-Stiel gegen die Rumpfunterkante abgestützt und liegt dicht über dem wegen des starken Sternmotors sehr dick gehaltenen Rumpf. Der Flügelumriß zeigt ein wenig günstiges Seitenverhältnis. Auch hier ist der Flügelschnitt einem der bekannten Joukowsky-Profile entnommen; es entspricht etwa dem Göttinger Profil 430. Der Flügel ist in der Mitte über dem Rumpf geteilt; sein Gerippe ist aus Holz. Der Betriebsstoff ist in zwei Falltanks im Flügel dicht neben dem Rumpf untergebracht. Die Querruder sind durch überstehende Entlastungsecken teilweise ausgeglichen; in gleicher Weise sind auch die übrigen Ruder ausgeglichen. Der vierkantige Rumpf baut sich auf einem Stahlrohrgerippe auf, das durch aufgesetzte Verkleidungen dem Rumpf die ein wenig plump anmutende äußere Form gibt.

Die Verkleidung des luftgekühlten Bristol-»Jupiter«-Sternmotors von 400 PS-Leistung (Abb. 14 und 15) verdient wegen ihrer aerodynamisch günstigen Durchbildung Beachtung. Es ist recht schwer, starken luftgekühlten Sternmotoren einen Einbau zu schaffen, der wenig Luftwiderstand bietet und gleichzeitig der Kühlluft genügend Zutritt gewährt, und man darf sagen, daß mit der befriedigenden Lösung dieser Frage die Zukunft jener Motoren, insbesondere für schnelle Flugzeuge steht und fällt. An sich ist ja schon dadurch, daß der Rumpfquerschnitt durch den starken Sternmotor verhältnismäßig viel größer als bei einem gleichstarken wassergekühlten Motor in Reihen, V- oder W-Bauart sein muß, ein nicht zu umgehender Nachteil bedingt. Die Lösung beim Koolhoven-Eindecker erschiene aerodynamisch befriedigend, wenn es sich zeigen würde, daß die hier vorgesehene Kühlung der Zylinderköpfe auch ausreicht. Der Eindecker ist aber — soweit uns bekannt — noch nicht im Fluge versucht, und man darf daher in dieser Beziehung einige Skepsis hegen. Die Zugänglichkeit des Motors ist dadurch gewährleistet, daß der ganze Motor um eine senkrechte Achse an der rechten Rumpfseite herauszuklappen ist, ohne daß man irgendwelche Leitungen zu lösen hat. Diese Art des Einbaues stammt von Bristol und verdient auch bei uns vollste Beachtung, ist doch die vielerorts übersehene Zugänglichkeit aller Teile ein wichtiger Faktor der Betriebssicherheit.

Hinter dem Motor befindet sich, wie jetzt allgemein üblich, ein Brandspant aus Aluminiumblech. Der Führer sitzt hoch im Rumpf und ragt mit seinem Kopf in eine kreisrunde Ausparung des Flügels hinein. Dicht hinter ihm, in einem Sichtausschnitt der Flügelhinterkante, ist der Maschinengewehrschütze untergebracht. Der Raum für den letzteren ist infolge des tiefen Rumpfes so reichlich bemessen, daß auch Arbeitsgerät, wie Bildkammern, F.-T.-Gerät u. dgl. mitgeführt werden kann. Zur Bewaffnung dienen zwei starre und zwei gekuppelte bewegliche M.-G. Bis zum hinteren Sitz ist der Rumpf mit Aluminiumblech bekleidet. Das Rumpfhinterteil ist stoffbespannt. Der Rumpfrücken ist bis zum Steven wagrecht durchgeführt; die untere Seite ist hinter dem Sitz für den Schützen stark hochgezogen und endet in einem senkrechten Hintersteven. Die Höhenflosse kann im Fluge verstellt werden. Mangelhaft ist nach unseren Begriffen, daß der Schwanzsporn im Seitenruder gelagert ist. Der Vorteil der Steuerbarkeit des Sporn auf dem Boden kann die damit verknüpften Nachteile u. E. nicht aufwiegen

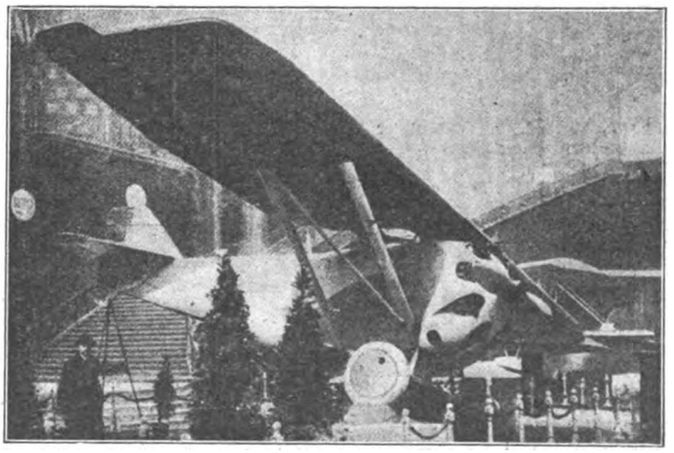


Abb. 15. Seitenansicht des Koolhoven-Eindeckers. Man beachte die Kühlluftabführung von den Zylinderköpfen.

Digitized by Google

Das Fahrgestell zeigt neuartige Formen und erinnert an das des Dornier-»Komet«-Verkehrseindeckers, nur daß hier der Fahrgestellflügel nicht unmittelbar am Rumpf liegt, sondern durch vier

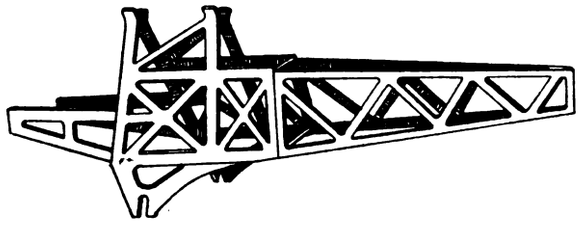


Abb. 16. Rumpfaufbau des Levasseur-Marinedoppeldeckers. Mittel- und Hinterteil bestehen aus je zwei starken Sperrholzrahmen.

Streben mit diesem verbunden wird (Abb. 14). Das Innere des Fahrgestellflügels birgt eine feste Achse, an deren Enden die Achsstummel der Räder, die dicht neben dem Rad in Gummiringen

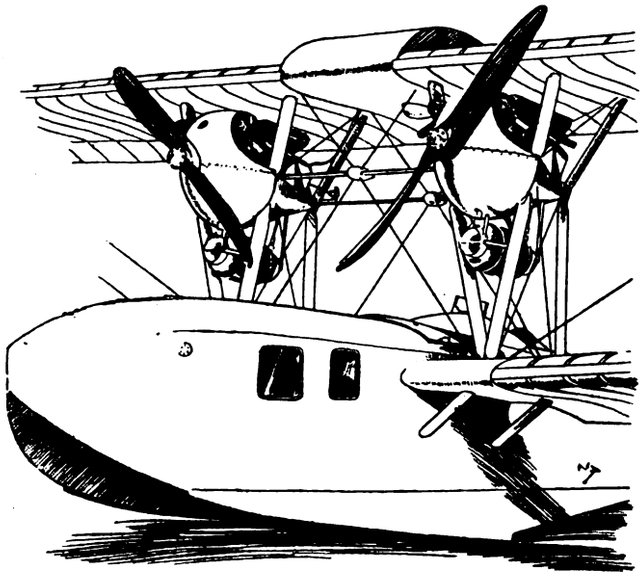


Abb. 17. Bootsbug und Motorenanlage beim Lioré-Olivier LeO H. 13-Zweimotoren-Verkehrsflugboot. Zwei 150 PS-Hispano-Suiza-Motoren.

gebettet sind, angelenkt sind, und zwar ist die Federung derart, daß die Achsstummel allseitig in den Gummiringen ruhen. Gleichzeitig verbindet sich damit eine »Bremsung« des gedehnten und ela-

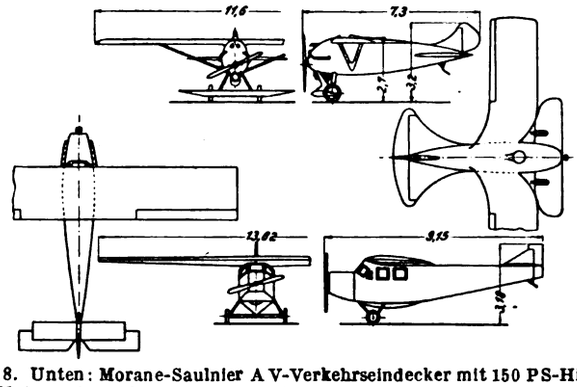


Abb. 18. Unten: Morane-Saulnier AV-Verkehrseindecker mit 150 PS-Hispano-Suiza-Motor. Oben: Nieuport-»Sesquiplan« 37 C-1-Jagdeinsitzer für große Höhen mit 320 pferdigen, vorverdichtenden Hispano-Suiza-Motor. Man beachte die Lage des Führersitzes beim Nieuport.

stisch wieder zurückgehenden Gummis, so daß hier eine Stoßdämpfung, auf deren Bedeutung wir weiter oben hinwiesen, durch

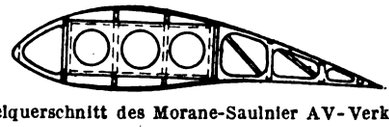


Abb. 19. Flügelquerschnitt des Morane-Saulnier AV-Verkehrseindeckers.

Vernichtung von Stoßenergie eintritt. Der Eindecker wurde für die Ausstellung in kürzester Zeit (drei Wochen) fertiggestellt und ist noch nicht im Fluge erprobt. Bemerkenswert erscheinen die Gewichte, nach denen die Dienstlast 45 vH des Fluggewichtes erreichen soll. Die späteren Flugzeuge der Bauart erhalten Flügel mit Stahlrohrgerippe. Der Betriebsstoffvorrat reicht für einen 4 h-Vollgasflug. Die Festigkeitsrechnung ist mit achtfacher Last gemäß den englischen Bauvorschriften durchgeführt.

Die Firma S. J. A. Latécoère in Toulouse, ein nach dem Kriege gegründetes Luftverkehrsunternehmen, das seit einiger Zeit auch Flugzeuge eigener Bauart herstellt, ist seitens der französischen Regierung mit der Konstruktion von Versuchsflugzeugen in Leichtmetallkonstruktion betraut worden. Diese Versuchsflugzeuge, z. B. das viermotorige Bombenflugzeug L. A. T. 6, an dem seit zwei Jahren gearbeitet wird, verraten Großzügigkeit an Hand reichlich gespendeter Geldmittel, aber sonst nicht viel Eigenes und Neues. Die vier Salmson-Motoren des L. A. T. 6-Doppeldeckers sind, wie bei unseren Staak R VI-Doppeldeckern, zu beiden Seiten des Hauptrumpfes in zwei Motorrümpfen tandemförmig angeordnet. Das sehr breitspurige Fahrgestell mit zwei Zwillingsrädern scheint zwar gegen das Vorjahr verbessert, aber doch noch keine endgültige Lösung zu verkörpern. Es fehlen eben die Erfahrungen mit großen

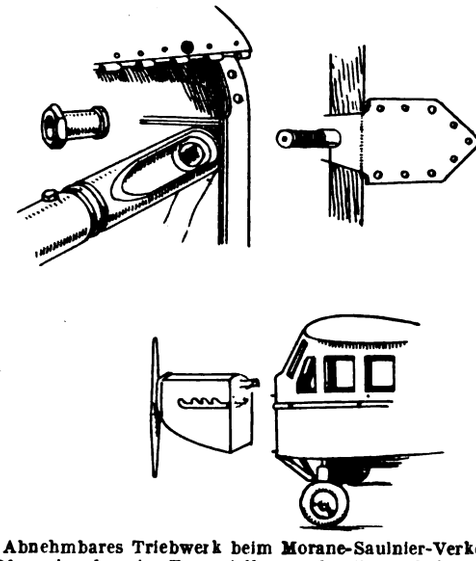


Abb. 20. Abnehmbares Triebwerk beim Morane-Saulnier-Verkehrseindeckers Oben eine der vier Trennstellen an den Rumpfholmenden.

Mehrmotorenflugzeugen. Eine eigentümliche, durch den Zweck des Flugzeuges als Großkampfflugzeug für den Fernbombenwurf bedingte Ausgestaltung zeigt der Rumpf, der zwischen den Flügeln den ganzen Flügelabstand in Walfischbauart ausfüllt und dicht hinter der Tragzelle an seiner Unterseite derart abgesetzt ist, daß an dem

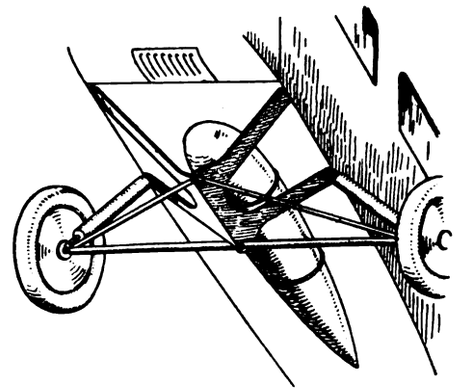


Abb. 21. Fahrgestell des Morane-Saulnier-Verkehrseindeckers. Unten am Rumpf der abwerfbare Benzintank.

Absatz ein Maschinengewehrstand mit freiem Schußbereich nach hinten und unten Platz finden kann. Weitere M.-G.-Stände befinden sich in der Rumpfkanzel und hinter dem Oberflügel auf dem Rumpf. Damit ist das Flugzeug nach allen Seiten gut zu verteidigen und vor allem gegen Schwanzangriffe geschützt. Inwieweit freilich die Flugqualitäten unter der verböserten Rumpfform leiden, läßt sich nur schwer beurteilen; unerheblich kann es aber nicht sein. Das ganze Flugzeug ist eine Duraluminkonstruktion, die ungemein viel Geld gekostet haben muß und wenig verspricht. Die Bauweise ist auch in Einzelheiten unverständlich und mutet improvisiert an; so ist z. B. die Flügelbekleidung aus 0,3 mm starken Duraluminblech hergestellt, ohne daß die Blechhaut irgendwie zum Tragen oder

Digitized by Google

zur Versteifung mitherangezogen wäre. Hier wäre eine Stoffbespannung genau so zweckmäßig, aber leichter und billiger gewesen. Zudem ist die Blechhaut so aufgebracht, daß sie durch Vibrationen bald zerstört sein dürfte.

Levasseur zeigte einen Marine-Erkundungsdreisitzer, einen normalen zweistieligen Rumpfdoppeldecker mit Landfahrgestell, der mit einem 370pferdigen Lorraine-Motor ausgestattet ist. Bemerkenswert ist die dreiteilige Rumpfkonstruktion (Abb. 16). Das Vorderteil ist der Motoreneinbau und besteht aus Stahlrohr. Daran schließt sich das Mittelteil mit dem Fahrgestell an. Es setzt sich aus zwei starken Sperrholzrahmen zusammen, die nach oben zusammenlaufend den Aufbau für die Oberflügellagerung und nach unten auseinanderlaufend die Fahrgestellschenkel bilden. Zwei weitere, daran angesetzte Sperrholzrahmen mit Gitterwerkaufbau bilden den hinteren Rumpfteil. Es ist klar, daß ein derartiger Rumpfaufbau billiger als beispielsweise ein normaler Holzdrahtrumpf oder ein Sperrholzboot wird. Von Nachteil ist dafür aber der Umstand, daß bei einem Fahrgestellbruch stets auch der mittlere Rumpfteil ersetzt werden muß.

Der Levasseur A. T. 1-Torpedo-Landdoppeldecker ist im wesentlichen nichts weiter als ein verbesserter Nachbau des englischen Blackburn-»Swift«-Torpedodoppeldeckers, der bei der englischen Marine eingeführt ist. Es ist ein normaler zweistieliger Doppeldecker mit geteiltem Fahrgestell.

Das Unternehmen von Lioré und Olivier hat wieder sein Augenmerk auf Seeflugzeuge gerichtet. Der Zweischwimmer-Doppeldecker Le O. H. 10 mit 375 PS-Lorraine-Diétrich-Motor besitzt um eine Schrägachse nach hinten beiklappbare Flügel, die ebenso wie die des Flugbootes den Göttinger Flügelschnitt 430 aufweisen. Die Schwimmer sind lang und einmal gestuft; sie ähneln bekannten deutschen Ausführungen. Stützschwimmer sind nicht vorhanden. Das Flugzeug ist für Erkundungs- und Kampfzwecke bestimmt.

Das Zweimotoren-Verkehrsflugboot (Abb. 17) verrät eine sehr sorgfältige Durchbildung. Die beiden 150 PS-Hispano-Suiza-Motoren sitzen dicht am Oberflügel und sind so dicht zusammengerückt, daß sich das Flugzeug wohl auch mit nur einem laufenden Motor im Kurs halten läßt. Die sechs Reisenden sind in einem geschlossenen Abteil vorn im Boot untergebracht. Dicht hinter dem Unterflügel liegt der Führerraum. Der Bootsbug ist gekielt; etwa unterhalb des Schwerpunktes ist eine kleine Stufe vorgesehen. Die Länge des Bootes beträgt 10,85 m, die Breite im Hauptspant 1,43 m; das Boot ist nicht eigenstabil. Außerhalb der Motorenverstrebungen ist die Flügelzelle einstielig. Der Betriebsstoff ist in einem großen Falltank im Oberflügel zwischen den Motoren untergebracht. Beide Flugzeuge stellen Holzkonstruktionen dar.

Die bekannten Morane-Saulnier-Werke zeigen neben einem Hochdecker für Schulzwecke, der nicht weniger als 24 Tragdrähte unter dem Flügel aufweist, einen kleinen Verkehrseindecker (Abb. 18), mit dickem freitragenden Flügel und geschlossenem Abteil für vier Insassen einschließlich des Führers, der mithin von der Außenluft abgeschlossen ist (»conduite intérieure«).

Besaßen die älteren Fokker-Eindecker große Ähnlichkeit mit den Morane-Saulnier-Eindeckern der Jahre 1913/14, so zeigt dieses Flugzeug in seinen Formen Anlehnung an die modernen Fokker-Verkehrseindecker.

Der einteilige Flügel von Rechteckform ist unmittelbar auf dem Rumpf über dem Abteil gelagert. Er besitzt einen Joukowsky-Flügelschnitt und baut sich auf einen breiten Kastenholm — ähnlich wie beim Fok Dr I — auf (Abb. 19). Dieser Holm nimmt fast die halbe Flügeltiefe ein. An Stelle gewöhnlicher Rippen sind vorn und hinten kurze Kopf- und Schwanzstücke angesetzt, deren gemeinsame Gurte über den Holm hinweglaufen und die stark gewölbte Form des Flügelschnittes festlegen. Auf dieses Gerippe ist eine Sperrholzbekleidung in Form schräg laufender Streifen aufgebracht. Am Rumpf sind es neun, am Flügelende nur drei aufeinandergeleimte Furnierlagen. Der Rumpf ist verspannungslos und baut sich nach Art der Alb C I-Rümpfe aus vier Längsholmen und zahlreichen Sperrholzspanten auf; das ganze ist dann mit Sperrholz beplankt.

Das Rumpfvorderteil mit Bugkühler und 150 PS-Hispano-Suiza-Motor ist durch Lösen von vier Bolzen an den Rumpfholmen in kürzester Zeit abnehmbar (Abb. 20). Interessant und neuartig ist bei dieser nachahmenswerten Anordnung, daß mit dem Motor auch das Bordgerätebrett im Abteil und sämtliche Motor-Bedienungshebel fest verbunden sind und zusammen mit dem Rumpfvorderteil abgenommen werden, so daß außer dem Lösen der vier Bolzen zur Triebwerksauswechslung nur noch das Trennen der Benzinleitung nötig ist. Die Vorzüge dieser Anordnung liegen auf der Hand. Der Motoreinbau weist Duraluminholme und Stahlrohrabstützung auf.

Bis auf die Beschläge und Fahrgestellteile ist sonst alles aus Holz gebaut. Das Fahrgestell zeigt, wie die alten Fokker-Jagdeindecker, in der Mitte geteilte und um ein Gelenk schwingbare Achsstreben, die an den Achsstummeln durch Federstreben gehalten und gegen die Rumpfunterholme abgestützt sind (Abb. 21). Der Betriebsstoffbehälter ist unter dem Rumpf abwerfbar gelagert. Der Eindecker stellt eine gesunde, neuheitliche Konstruktion dar. Im Fluge ist er wohl noch nicht versucht.

Abb. 22. Morane-Saulnier AV-Verkehrseindecker mit 180 PS-Hispano-Suiza-Motor.

Ausschließlich Militärflugzeuge stellten die Nieuport-Astra-Werke aus. Sie haben zwar auch ein Verkehrsflugzeug gebaut, vernachlässigen aber diesen Fabrikationszweig ganz, um den bekanntlich sehr dringenden Bedürfnissen der französischen Heeresverwaltung einigermaßen Rechnung tragen zu können. Nebenher bauen sie auch noch Rennflugzeuge und entwickeln daraus neue Jagdflugzeugbauarten. Der Jagdflugzeugbau ist das eigentliche Betätigungsfeld der Firma. So stellten sie auch in diesem Jahre drei Jagdflugzeuge aus.

(Schluß folgt.)

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Josef Hofmann †. Vor kurzer Zeit verstarb im Alter von 73 Jahren in Würzburg-Zell der bekannte Flugtechniker, Regierungsrat Josef Hofmann. Hofmann hat sich noch vor dem Auftreten der Gebrüder Wright in Deutschland für den Fluggedanken eingesetzt und in Berlin seinerzeit mit Dampf betriebene freifliegende Drachenmodelle vorgeführt. Nach 1910 ist er nur mehr noch schriftstellerisch hervorgetreten. Bis vor kurzem lebte er in Genf. Sonderbericht.

Ein Pressefeldzug gegen die deutsche Handelsluftfahrt ist vom »L'Echo de Paris« am 9. 1. 23 mit einem »Un gage de plus« überschriebenen Aufsatz von Henri de Kerillis eröffnet worden. Das Blatt sieht in der deutschen Handelsluftfahrt ein willkommenes Pfand zur Sicherung französischer Ansprüche, hält eine Handelsluftfahrt für die deutsche Wirtschaft für einen überflüssigen und kostspieligen Luxus und verdächtigt Deutschland, daß es die Handelsluftfahrt nur unterhalte, um sie gegebenenfalls militärisch

Digitized by Google

zu verwenden. Die von Deutschland für das Flugwesen aufgewendeten Mittel sollten zur Bezahlung der Schulden an Frankreich dienen. Deutschland müsse daher so lange jede Luftfahrt verboten werden, bis es seinen Verpflichtungen Frankreich gegenüber genügt habe. Damit würde dreierlei erreicht: die deutsche Luftgefahr für Frankreich wird beseitigt, Frankreich erhält Geld und spart Geld, weil es seine Luftrüstungen Deutschland gegenüber verringern könnte.

Das Blatt läßt inhaltlich ähnliche Artikel folgen, denen Aussprüche prominenter französischer Persönlichkeiten zur Erhärtung der Ansichten des Verfassers beigegeben sind.

Am 10. 1. 23 muß aber schon der General Duval als Fachmann kleine Vorbehalte machen. Er sagt, daß man die deutsche Luftfahrt nicht für »immer« unterdrücken könne; er weiß auch, daß ein »Handelsluftfahrzeug« noch lange kein »Kriegsluftfahrzeug« ist und sagt daher: die beiden Arten von Luftfahrten seien »noch zu wenig differenziert (in Frankreich allerdings! D. Ber.)

René Fonck, der bekannte französische Kampfflieger, welcher Studien in Deutschland gemacht hat, weist auf die Fabrikationsmöglichkeiten von Luftfahrtgerät in Deutschland hin, verrät aber schließlich doch die Beweggründe des französischen Pressefeldzuges, wenn er sagt: »ich stimme darin überein, daß die deutsche Luftfahrt bis zur Bezahlung der deutschen Schuld unterdrückt werden muß, damit die französische Luftfahrt unter Ausnutzung dieses Aufschubes reorganisiert werden kann.«

Der Kommandant Brocard meint, Frankreich solle sich in der gleichen Weise sichern, wie es England mit der »Marine« getan habe? (Anscheinend ist er der Meinung, daß es weder eine deutsche Handels- noch Kriegsflotte gäbe! D. Ber.)

Am 11. 1. 23 äußern sich Loucheur und Tardieu. Loucheur gibt dem »L'Echo de Paris« in so hohem Maße recht, daß er meint, kein Mensch in der Welt, der den Frieden aufrichtig wolle, selbst ein Deutscher nicht, könne sich solchen Maßnahmen widersetzen, während Tardieu die Pfandergreifung der Luftfahrt offenherzig mit der Besetzung Essens vergleicht.

Am 12. 1. 23 rät der Senator Jouvenel, die deutsche Luftfahrt unter internationale Kontrolle zu stellen, während der Deputierte Dumesnil bedauert, daß der deutsche Luftraum »national« sei und Frankreich und seine Alliierten nicht das Recht haben, dort den Luftverkehr auszuüben und die deutsche Teilnahme daran zu beschränken.

Der Gummifabrikant Michelin, der es nicht unterlassen kann, in seiner Betrachtung vom 13. 1. 23 auch auf die Gefahren der deutschen chemischen, Farbstoff- und photographischen Industrie hinzuweisen, schreibt: »Wenn unsere Generation es unterläßt, die deutsche Luftflotte zu unterdrücken, dann trägt sie vor der Geschichte die schwerwiegendste Verantwortung.«

Am 14. 1. 23 äußern sich verschiedene Abgeordnete: der erste meint, daß die Luftverkehrsgesellschaften alle mehr oder weniger international seien, und daß daher eine Lösung nicht möglich sei; der zweite hält die Handelsluftfahrt für das deutsche Wirtschaftsleben für überflüssig; der dritte erinnert an die Leistungen der Junkers-Flugzeuge und weist auf die Möglichkeit deutscher Fabrikation im Auslande hin, und der vierte schreibt: »die deutsche Luftgefahr muß zerschmettert werden, gleichgültig wie. Die Gelegenheit, die sich darbietet, muß ergriffen werden.«

Am 15. 1. 23 tritt neben einigen anderen auch der bekannte Abbé Wetterlé für die Pfandergreifung ein, obwohl er zugibt, daß er selber von der Luftfahrt nichts versteht.

Am 16. 1. 23 äußern sich wieder verschiedene Deputierte in ähnlichem Sinne wie oben. Es wird u. a. bedauert, daß die französische Luftfahrtkommission in Berlin zu schwach sei.

Die Zahl der französischen Offiziere reiche für eine wirksame Überwachung nicht aus (zurzeit kommt auf je zwei deutsche Verkehrsflugzeuge ein interalliierter Kontrolloffizier bzw. Angestellter! D. Ber.).

Am 17. 1. 23 bringt »L'Echo de Paris« wieder einen zündenden Leitartikel und schlägt eine Art Volksabstimmung vor, um den Willen des französischen Volkes über die deutsche Handelsluftfahrt zu erkunden.

Am 18. 1. 23 wird die Werbearbeit fortgesetzt und Pressestimmen über die Wirkung des Aufrufs veröffentlicht.

Am 20. 1. 23 folgen dem wiederholten Brandartikel Zuschriften aus den verschiedensten Bevölkerungskreisen. Eine arme Frau, ein Bürgermeister und ein Rabbiner übersenden dem »L'Echo de Paris« »lettres émouvantes«.

Am 21. 1. 23 wird gemeldet, daß der Aufruf auch in anderen Teilen Frankreichs gebilligt werde. Es wird zu reger Werbearbeit durch Zirkulare usw. unter der Bevölkerung aufgefordert.

Am 25. 1. 23 wird noch einmal eine Übersicht über das deutsche Luftverkehrsnetz gebracht und schließlich das Ziel des ganzen Feldzuges festgestellt, das, coûte que coûte, erreicht werden müsse:

1. Verbot Deutschlands, Flugzeuge, Motoren oder Zubehörteile, Lenkluftschiffe, Flugmaschinen irgendwelcher Art oder Luftgeschosse herzustellen, bis es seine Schulden Frankreich gegenüber bezahlt habe.
2. Verbot, Flugschulen zu eröffnen, Ausbildungsstellen für frühere Kriegsflieger oder Mechaniker zu schaffen und Verbot für deutsche Staatsangehörige, bei ausländischen Luftverkehrsgesellschaften tätig zu sein.
3. Verbot für den Staat, für Privatpersonen oder Körperschaften irgendwelchen Luftverkehr unter irgendeiner Form einzurichten.
4. Verbot, auf deutschem Gebiet Flugzeuge russischer (! D. Ber.), türkischer, bulgarischer, österreichischer, ungarischer und griechischer (?! D. Ber.) Staatsangehörigkeit zuzulassen.
5. Verpflichtung, alliierte Flugzeuge zum freien Verkehr über deutschem Gebiet zuzulassen.
6. Verpflichtung, auf Kosten Deutschlands (! D. Ber.) auf jeden Flughafen, der für alliierte Handelsflugzeuge bestimmt ist, einen französischen Kontrolleur (und für jedes alliierte Land einen weiteren Kontrolleur, falls es gewünscht wird) zu unterhalten.
7. Verpflichtung, 10 Jahre lang in jeder Fabrik, welche seit dem 11. November 1918 Luftfahrtgerät hergestellt hat, einen französischen Kontrolleur zu unterhalten.
8. Verpflichtung zur Unterhaltung zweier französischer Zentralüberwachungskommissionen, eine in Berlin und eine in München.
9. Verpflichtung, bei Beendigung der Schuldenzahlungen Frankreich und seinen Alliierten gegenüber ein vom Völkerbund aufzustellendes Luftstatut und die von diesem festgesetzte Kontrolle anzuerkennen.

Der Einwand, daß die Luftfahrt im Laufe der Jahre für die Völker eine unumgängliche Lebensnotwendigkeit werden könne, weist der Artikelschreiber, indem er dabei nochmals die wahren Gründe des Pressefeldzuges (Vernichtung der deutschen Konkurrenz. D. Ber.) enthüllt, damit ab, daß er Deutschland mit China (! D. Ber.) und einigen südamerikanischen Ländern vergleicht, welche bisher auch gelebt hätten, ohne z. B. eine eigene Seeschiffahrt zu besitzen. Frankreich und die Alliierten würden auf Kosten Deutschlands (! D. Ber.) schon mit ihren Handelsluftflotten für seine lebenswichtigen Bedürfnisse sorgen.

Den einzelnen Artikeln ist jeweils folgender zum Ausschneiden bestimmter Stimmzettel nachgedruckt:

Aufruf zur Pfandergreifung der deutschen Luftfahrt!

Eingedenk der Opfer deutscher Flugbomben und Giftgase und auf Grund von Warnungen maßgebender Fachleute des Landes den Wiederbeginn dieser schrecklichen Massaker befürchtend, bitte ich Endunterzeichneter die Regierung, angesichts der Tatsache, daß das zu Wasser und zu Lande gelähmte Deutschland in der Luft frei ist und aus Besorgnis um die Sicherheit und Zukunft Frankreichs, Deutschland die Zivilluftfahrt zu verbieten und sie als Pfand zu behalten, bis Deutschland seine friedlichen Absichten und seine Aufrichtigkeit gezeigt hat, indem es seine Schulden gegenüber Frankreich vollständig bezahlt.

(Unterschrift).....

23/7. 8.

Frankreich.

Die „Union des Pilotes Civils“ wurde im vorigen Jahre unter der Schutzherrschaft des Unterstaatssekretariats für Luftfahrwesen in Paris gegründet. Sie verfolgt folgende Zwecke:

1. Zusammenschluß der Flieger zum Zwecke der Kameradschaftspflege und zur Pflege der Freude am Flugwesen.
2. Studium der praktischen Mittel zur Ausbildung von Zivilfliegern.
3. Hebung der wirtschaftlichen Lage der Zivilflieger.
4. Unterbreitung der Studienergebnisse vor Behörden und Sorge für die Anwendung.
5. Moralische und materielle Unterstützung der Mitglieder mit allen zur Verfügung stehenden Mitteln.

Die Vereinigung setzt sich aus aktiven und wohltätigen Mitgliedern zusammen; sie wird vom Staate konzessioniert und überwacht. 23/6. 10.

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Messungen über die Neigung zum Klopfen bei verschiedenen Brennstoffen (Measuring the Tendency of Various Fuels to Knock). — Th. Midgley und T. Boyd, Automotive Industries, Bd. 47, Nr. 1, 6. Juli 1922, S. 23/27 (8 Sp., 1 Skizz., 4 Schaub., 3 Zahltaf.).

Zusatz von Benzol oder anderen aromatischen Kohlenwasserstoffen zu paraffinhaltigen Leichtbenzinen drückt die Verpuffungsneigung dieser Brennstoffe wesentlich herab. In gleichem Sinne wirkt Spiritus, der aber erst nach Zusatz von geeigneten Anteilen von Benzol, Toluol oder Xylol zum Leichtbenzin mit diesem in Mischung geht. Schon geringe Mengen aromatischen Kohlenwasserstoffes im Leichtbenzin lassen geringeres Steigern der Verdichtung zu, mit wachsendem Beimengen dieser Stoffe kann letztere nicht nur im selben Verhältnis, sondern erheblich stärker heraufgesetzt werden. Toluol bremst den Verpuffungsvorgang stärker als Benzol; noch bessere Wirkung zeigt Xylene, in kleinen Mengen (1 vH) beigefügt auch Xylidin. Wr. **23/6. 22.**

Flugzeugbau. Technische Erfordernisse der Jagdfliegerei (Technical Requirements of Pursuit Aviation). — William D. Tipton, U. S. Air Service, Bd. 7, Nr. 8, Sept. 1922, S. 16/19 (8 Sp., o. Abb.).

Das Jagdflugwesen soll 60 vH der Luftstreitkräfte umfassen. Die Jagdfliegerei unterschied sich während des Krieges in Angriffs- und Abwehrjäger.

	Angriffs- (offensive)	Abwehr- (defensive)
	Jagdflugzeuge	
England	S. E. 5a	Sopwith-»Camel« Sopwith-Dreidecker
Frankreich	Spad S. 13	Nieuport 28
Deutschland	Fok D VII	Fok Dr. I
erforderliche Eigenschaften	große Geschwindigkeit, Sturzflugfähigkeit, größerer Flugbereich, geringere Wendigkeit, große Gipfelhöhe, gute Zielmöglichkeiten	schnelles Steigen in geringen Höhen, besondere Wendigkeit, überlegende Feuerstärke, vor allem Schußgeschwindigkeit
technische Forderungen	festere Bauart, Stabilität im Sturzfluge, starke wassergekühlte Motoren, hohe Flächenbelastung	möglichst Umlaufmotoren, geringe Trägheitsmomente, geringe Flächenbelastung

Der Fok D VII-Doppeldecker ist keineswegs so wendig, wie der Sopwith-»Camel«; letzterer arbeitete bei der R. A. F. den eigenen Linien näher als der S. E. 5. Der Sopwith-»Camel«, dessen Vorzug seine überlegende Wendigkeit war, wurde daher vor allem als Schutzflugzeug für Nahflüge (15 bis 25 km) hinter den feindlichen Linien verwendet, während der S. E. 5 für weitere Linien eingesetzt wurde. Abwehrjäger eignen sich auch für Ballonangriffe ausgezeichnet.

Zukünftige Entwicklung. Abwehrjäger (Defensive pursuit airplane): 2 MG. gewöhnlichen Kalibers, luftgekühlter Sternmotor von rd. 300 PS, allenfalls drahtlose Telephonie der Kettenflugzeuge untereinander. Hochdecker mit geteiltem und verstrebtem Flügel (high lift wing). Freitragender Flügel weniger vorteilhaft. Hohe Bausicherheit. Betriebsstoffe für 2 ½ h-Flug. Flügel in Augenhöhe. Möglichst gute Sicht. Führer nach Möglichkeit im Schwerpunkt. Sorgfältigerer MG.-Einbau als bisher, vor allem ist Nachstellbarkeit erforderlich. Der deutsche Einbau der starren MG. war vorbildlich. Höchstgeschwindigkeit 240 km/h. Steigzeit auf 0,9 km höchstens 1 min. Betriebsgipfelhöhe 6 km. Gasdrossel und MG.-Abzug sollten wie beim Sopwith-»Camel« miteinander vereinigt werden und gleichzeitig im Kurvenflug eine gute Handstütze darstellen. — Vorschlag: Oben links im Sitz eine Art Pistolengriff, durch dessen Drehen die Gasdrossel betätigt wird, mit einer Abzugvorrichtung ähnlich einer Pistole. Sehr wendige Flugzeuge lassen sich bei böigem Wetter im Sturzflug kaum ruhig halten, so daß gezielte Schüsse schwer möglich sind.

Angriffsjäger (Offensive pursuit airplane): Von vorher angedeuteter Bauart abweichend. Drahtlose Telephonie zur Verständigung der Flugzeuge untereinander. Ein Teil der Bewaffnung wenigstens mit 12,7 mm MG. (z. B. ein 12,7 mm-MG. und zwei MG. gewöhnlichen Kalibers). Schußgeschwindigkeit braucht nicht so hoch wie beim Abwehrjäger zu sein, da nur gezielte Schüsse abgegeben werden. Da das 12,7 mm-MG. mit Explosionsmunition verwendet wird, sehr sorgfältig durchgebildete MG.-Steuerung notwendig, um Beschädigen des Flugzeugs zu vermeiden. Am besten wäre der Almen-Trommelmotor, bei dem das 12,7 mm-MG. durch die Achse der Luftschraube feuern könnte. Hohe Flächenbelastung. Bauart als Hochdecker aus Gründen der Sicht vorteilhaft. Möglichst keinerlei tote Gesichtswinkel. Betriebsstoffe für 3 ½ bis 4 h (Schutzflug für Tagesbombenwurf). Geschwindigkeit möglichst an 280 km/h, verbunden mit genügend geringer Landegeschwindigkeit zur ungefährdeten Landung in behelfsmäßigen Flughäfen. Gasdrossel und MG.-Abzug wie beim Abwehrjäger miteinander gekuppelt. Gute Flugeigenschaften selbst auf Kosten der Wendigkeit erwünscht. Höhenmotor (vorverdichtet). Führer mit Atemgerät. Betriebssicherer Motor mit geringem Brennstoffverbrauch. Solange der 350 PS-Almen-Trommelmotor noch keinen Erfolg darstellt, entspricht der 400 PS-Wright-»Superfighter«-Motor den Anforderungen dieser Bauart am besten. Zu empfehlen ist der Hochdecker mit verstrebtem Flügel. Flügel in Augenhöhe und Führer dicht hinter diesem. Steigzeit auf 0,76 km Höhe 1 min, Gipfelhöhe nicht unter 9 km im Betrieb, Geschwindigkeit 280 km/h in Meereshöhe. W. **23/3. 21.**

Flugzeugberechnung. Bestimmung der besten Unterbringung der Holme im Flügelschnitt (How to Determine the Best Location for Wing Beams). — Roy G. Miller, Automotive Industries, Bd. 47, Nr. 14, 5. Okt. 1922, S. 672/673 (3 Sp., 2 Skizz., 4 Zahltaf.).

Beste Holmlage bei verschiedenen Flügelschnitten (zu 23/5. 9).

Flügelschnitt	Holmlage in vH der Flügeltiefe (von vorn)		Profilhöhe in vH der Flügeltiefe	
	Vorderholm	Hinterholm	Vorderholm	Hinterholm
U. S. A. 15	13,0	69,0	5,96	5,40
U. S. A. 16	11,0	74,0	4,91	4,51
U. S. A. 23	13,0	63,0	5,46	4,83
U. S. A. 26	14,0	68,0	9,07	7,18
U. S. A. 27	14,5	68,0	10,33	8,21
U. S. A. 29	16,5	69,0	12,12	8,80
U. S. A. 30	16,5	68,0	14,61	12,71
U. S. A. 33	11,0	65,0	12,92	10,51
U. S. A. 34	13,0	64,0	15,63	12,96
M-2	14,5	69,0	12,67	9,58
U. S. A. T. S.-1	18,0	66,0	21,19	17,80
U. S. A. T. S.-5	16,0	67,0	15,43	11,19
R. A. F. 15	11,0	76,0	6,21	4,30
Standard Aircraft 48	12,5	70,5	4,73	4,04
Loening M 80	13,0	65,5	7,19	6,06
Sloane	11,0	71,0	4,37	3,74
Göttingen 177	13,5	69,0	7,36	3,83
Göttingen 255	16,0	61,5	16,20	13,33
Göttingen 344	11,5	76,0	6,72	4,85
Göttingen 387	13,5	61,0	13,45	11,80
Göttingen 389	14,5	62,0	9,14	7,21
Göttingen 420	15,5	60,0	14,68	13,50
Göttingen 426	15,0	58,0	11,69	10,10
Göttingen 429	13,0	56,0	10,26	8,13
Göttingen 430	12,0	57,0	11,59	9,31

Holmgewicht für das Flügelgewicht ausschlaggebend. Verhältnis von Festigkeit zu Holmgewicht von der Lage der Holme im Flügelprofil abhängig und der Holmhöhe verhältig. Beim Entwurf ist darauf zu achten, daß die Holmlasten klein sind, und daß das Verhältnis von Festigkeit zu Gewicht groß wird. Dieser Bedingung wird genügt, wenn das Produkt aus Holmabstand und Hinterholmhöhe einen Größtwert erreicht. Beste Hinterholmlage beim U. S.

Digitized by Google

A. 27-Flügelschnitt in etwa 66 vH der Flügeltiefe. (Beste Holmlagen verschiedener Flügelschnitte in der Zahlentafel auf S. 55 zusammengestellt). W. **23/5. 9.**

Flugzeugbeschreibung. Nieuport-Delage-Renneindecker »Sesquiplan 1922« des Coupe Deutsch 1922. — Ch. D., L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 41, Okt. 1922, S. 307/308 (4 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz., 1 log. Polare).

Normaler, verstrebter und verspannungsloser Eindecker mit Fahrgestellflügel wie Bauart 1921, jedoch mit geändertem Flügelschnitt (unten im vorderen Drittel stark ausgewölbt, sonst mitteldickem Joukowsky-Flügelschnitt mit scharfer Vorderkante ähnelnd). Bei einer neueren Ausführung des »Sesquiplan 1922« verbreiterter, seitwärts der Räder überstehender Fahrgestellflügel. Ein Flügelstiel auf jeder Seite stützt gegen den Fahrgestellflügel hinter den Rädern ab. Stiel greift zwischen den beiden Holmen an einem Querstück an. Ruder nicht entlastet. Fahrgestell mit Seilauskreuzung. Zwei Lamblin-Kühler zwischen den Fahrgestellstreben. Motorleistung durch Erhöhen der Verdichtung auf 1 : 6 (höhere Kolben und vergrößerter Ventilhub) gesteigert. Flugzeug hat unter Führung von Sadi Lecointe im Rennen am 30. Oktober 1922 während eines geschlossenen Rundfluges von 100 km eine durchschnittliche Geschwindigkeit von 325 km/h erreicht. S. E. V.-Magnete, Zenith-Vergaser. Régy-Luftschraube.

Motor: Hispano-Suiza	340	PS
Spannweite (Haupttragflügel)	8,00	m
Flügeltiefe	1,55	m
Länge	6,10	m
Höhe	2,02	m
Haupttragflügel	10	m²
Fahrgestellflügel	1	m²
Tragfläche mit Querrudern	11	m²
Querruder	2 × 0,70	m²
Höhenflosse	1,28	m²
Höhenruder	0,72	m²
Kielflosse (oben und unten)	0,56	m²
Seitenruder	0,44	m²
Fluggewicht	1014	kg
Flächenbelastung	92	kg/m²
Leistungsbelastung (340 PS)	2,98	kg/PS

Gewichtszerlegung:

Motor: nackt	250	kg
Kühlwasser	35	kg
Wassersammelbehälter	2	kg
Zwei Lamblin-Kühler	28	kg
Brennstoffhahn	0,45	kg
Rohrleitungen	6,20	kg
Luftschraube	13	kg
Nabe	10,85	kg
Triebwerksgewicht	345,50	kg
Triebwerkseinheitsgewicht	1,02	kg/PS
Benzintank (173 l)	18	kg
Ölbehälter mit Ölkühler (25 l)	10	kg
Betriebsstoffbehältergewicht	28	kg
Haupttragflügel	120	kg
Zwei Flügelstiele	33	kg
Tragwerksgewicht	153	kg
Flügeleinheitsgewicht (10 m²)	15,3	kg/m²
Fahrgestell mit Achsen und Fahrgestellflügel	50,60	kg
Zwei Räder	26,9	kg
	92,80	kg
Übertrag	92,8	kg
Rumpf vollständig mit Motoreinbau und Flossen	140,2	kg
Seitenruder	3,0	kg
Höhenruder	4,6	kg
Schwanzsporn	2,9	kg
Flugwerkgewicht	395,5	kg
Öl	20	kg
Benzol	139	kg
Betriebsstoffe	159	kg
Führer	86	kg
Zuladung	245	kg
Leergewicht	769	kg
Fluggewicht	1014	kg.

W. **23/2. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Farman F. 110-Metalldoppeldecker für militärische Zwecke. — A. L., L'Air, Nr. 62, 5. Juni 1922, S. 14/16 (5 Sp., 3 Lichtb.).

Einstieliger, verspannter Doppeldecker mit geraden, gleichgroßen Flügeln ohne V-Stellung, Pfeilform und Staffelung. Bis auf die Stoffbespannung vollständig aus Metall. Oberflügel dreiteilig mit breitem Baldachin, der durch einen Strebenbock in der Mitte gehalten wird. Sichtausschnitte in beiden Flügeln. Flügelholme aus Duralumin mit Rechteckquerschnitt. Dreiteilige, zusammengenietete Aluminiumrippen. Innenstiele aus Duraluminrohren. Querruder nur im Oberflügel, sind schmal gehalten. Ruder nicht entlastet. Kielflosse zum Ausgleich des Rückdrehmomentes der Luftschraube leicht unsymmetrisch angeordnet. Rumpf mit Rechteckquerschnitt, stellt einen Duralumingitterträger dar, ist mit Stoff bespannt und hinter dem Beobachtersitz teilbar. Normales Fahrgestell mit 2 Hilfsachsen und besonderer Gummifederung. Führer vorn, Beobachter in MG.-Drehkranz dahinter. Knüppelsteuerung mit Notsteuer für den Beobachter. Vorn im Rumpf der wassergekühlte Salmson-Sternmotor in einer Duralumin-Lagerung. Nottank für 1½ h-Flug von 110 l, Haupttank 150 l, beide brandgeschützt. Rechteckiger Bugkühler unter dem Rumpfvorderteil, mit regelbarer Abdeckvorrichtung. Aufklärungsflugzeug mit Bild- und F. T.-Einrichtung. Konstruktion Coquelin.

Motor Salmson-C. U. Z. 9-Neunzylinder	265	PS
Spannweite	12,10	m
Flügeltiefe	1,65	m
Baldachinspanne	1,95	m
Länge	9,11	m
Tragfläche	37	m²
Leergewicht	0,70	t
Zuladung[1]) ohne Betriebsstoffe	0,47	t
Betriebsstoffe	0,28	t
Fluggewicht	1,45	t
Flächenbelastung	39	kg/m²
Leistungsbelastung (265 PS)	5,04	kg/PS.

W. **23/2. 24.**

[1]) In der Folge wird (gegen früher) sinngemäß stets unterschieden werden zwischen:

Fluggewicht = Leergewicht + Zuladung.

Leergewicht = betriebsfähiges Flugzeug ohne Besatzung, Betriebsstoffe und Nutzlast, aber mit Kühlwasser und Einbauten.

Zuladung = Besatzung + Betriebsstoffe + Nutzlast (zuzüglich etwaiger lose eingebauter, zum Betriebe erforderlicher Geräte usw.).

Nutzlast = nutzbare Last, die zum Betriebe an sich nicht erforderlich, mithin also frei verfügbar ist. W.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Nächster flugtechnischer Sprechabend der WGL: 13. April 1923, abends 7 Uhr, **Dr.-Ing. Lachmann:** »Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln«.

2. Die **Übersichtskarte über sämtliche Lande- und Notlandeplätze** ist jetzt erscheinen und zum Grundpreise von M. 3 mal Teuerungszahl des Buchhandels (augenblicklich 2000) bei der Geschäftsstelle des »Flug und Hafen E. V.«, Berlin W. 35, Blumeshof 17 pt., erhältlich.

3. **Infolge der enorm gestiegenen Portokosten teilen wir unseren Mitgliedern nochmals mit, daß jeder Anfrage usw. das Rückporto beizufügen ist, da sonst keine Beantwortung erfolgen kann.**

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35, Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

7. u. 8. Heft | **München, 26. April 1923** | **14. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch die Werft Seemoos bei Friedrichshafen a. B. und die Aero Union A. G., Berlin NW. VII, Sommerstraße 4

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zu Mark 400.— für den Monat April bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.-), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). — ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.*** Portokosten dürfen am Bezugspreis nicht in Abzug gebracht werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisuugen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 110.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 80.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Die Pariser Luftfahrt-Ausstellung. Von Alfred Richard Weyl. (Fortsetzung von S. 53, Heft 5/6.) S. 57.
Zur Längsstabilität der Flugzeuge. Von Georg König, Berlin. S. 61.
Übersichtskarte der für das Luftfahrwesen wichtigen Anlagen Mittel-Europas. Von A. Baeumker. S. 64.
Berichtigung. S. 65.
Bücherbesprechung. S. 65.
Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten. S. 66. II. Technische Nachrichten. S. 67.
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 68.

Junger Maschineningenieur,
Absolvent eines Polytechnikums, sucht Anfangsstellung in der Flugzeug- od. Motorenindustrie; geht auch ins Ausland. Offerten unter Fl. 10 an die Exped. d. Zeitschr.

Technikum Masch.-Elektro-Ing., T., Werkm
Hainichen i. Sa. Lehrfabr.Prog.fr.

ROHRBACH-
METALL-FLUGZEUGBAU
G. M. B. H.
BERLIN SW. 68
FRIEDRICHSTRASSE 203
ZENTRUM 3131/32

Unabhängig vom Fahrplan
schnell, sicher und wirtschaftlich
reisen Sie im eigenen
„FOCKE-WULF"
60 PS Dreisitzer — 10 PS Einsitzer
Kostenanschläge und Auskünfte kostenlos, auch über
Schulflugzeuge
KIRCHHOFF & JUDT, BREMEN
Graf Moltkestraße 54

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

7. u. 8. Heft | 26. April 1923 | 14. Jahrgang

Die Pariser Luftfahrt-Ausstellung.

Von Alfred Richard Weyl.

(Fortsetzung von S. 53, Heft 3/6.)

Der Nieuport-Delage 29 C-1-Jagdeinsitzer mit 300 PS-Hispano-Suiza ist der bekannte zweistielige Doppeldecker mit Schalenrumpf, von dem die Franzosen seit zwei Jahren Wunderdinge berichten und der auch bei der Fliegertruppe in größerem Maße eingeführt ist. Die diesjährige Neukonstruktion ist unverändert, nur ist der bisher gebrachte dünne Flügelschnitt gegen einen dickeren, auf der Unterseite stark ausgewölbten Joukowsky-Flügelschnitt, der nach Erfahrungen an Rennflugzeugen bei sehr hohen Geschwindigkeiten recht günstige Widerstandsbeiwerte und Gleitzahlen ergeben soll, geändert. Die beiden Flügelstielpaare mit der zugehörigen Verspannung sind merkwürdigerweise beibehalten. Diese Ausführung soll in großen Höhen Verwendung finden. Das Fahrgestell ist mit Béchereau-Stoßdämpfern der Société des Appareils Malivert ausgestattet.

Für den Jagdflug in niedrigen Höhen ist die gleiche Bauart, aber mit dünnem Flügelschnitt und einstieliger Tragzellenbauart bestimmt. Die Flügel sind hierbei gegenüber der normalen 29 C1-Bauart stark verkleinert und erinnern an die erfolgreichen Nieuport-Renndoppeldecker von 1920 und 1921.

Aus den bekannten Nieuport-Renneindeckern, Muster »Sesquiplan« (Eineinhalbdecker)[1]), der letzten beiden Jahre ist die neue Jagdeinsitzerbauart von Nieuport-Delage, Muster 37 C-1, hervorgegangen. Dieses Flugzeug, dessen saubere Durchbildung berechtigtes Aufsehen erregte, zeichnet sich gegenüber anderen Jagdeinsitzern dadurch aus, daß der Insasse noch dicht vor dem Flügel, mit dem Kopf in der Flügelvorderkante, untergebracht ist. Was das im Verein mit dem fast uneingeschränkten Ausblick nach vorn unten für den Luftkampf bedeutet, wird jedem Jagdflieger ohne weiteres klar sein! Diese an sich ausgezeichnete Führersitzanordnung ist hier freilich nur dadurch zu ermöglichen, daß man vor dem Haupttragflügel am Fahrgestell einen ziemlich großen Fahrgestellflügel derart ausgebildet hat, daß er dicht hinter der Luftschraubenebene liegt. Außerdem ist die Höhenflosse wohl so gestaltet, daß sie verstärkten Abtrieb liefert. Auf den ersten Blick hat man natürlich den Eindruck, daß der Eindecker stark kopflastig sein müßte. Der Konstrukteur scheint aber der Schwierigkeit in der Lastenverteilung Herr geworden zu sein. Ein weiterer Vorzug der Anordnung ist der, daß infolge des geringeren Trägheitsmomentes um die Quer- und Hochachse auch die Wendigkeit etwas verbessert sein dürfte[2]). Der einstielige Haupttragflügel ist oben am Rumpf aufgesetzt und mit einem Gabelstiel gegen den Fahrgestellflügel abgestützt. Sein Profil ist ein verhältnismäßig dünner und fast symmetrischer, d. h. unten ausgewölbter Joukowsky-Flügelschnitt; er entspricht etwa dem Göttinger Profil Nr. 416. Das Flügelgerippe weist vier Holme auf und trägt ohne jede Innenverspannung eine Sperrholzbekleidung (Abb. 25). An den Stielknotenpunkten, die zwischen den Holmen liegen, sind starke Kastenrippen eingesetzt. Die Flügelvorderkante ist gegen den Rumpf zu eingezogen, um den Führer möglichst weit nach hinten rücken zu können. Dafür ist die Hinterkante, um bei gleichem Flügelschnitt gleiche Holmhöhen zu bekommen, in Rumpfgegend halbkreisförmig ausgebaucht.

Der Rumpf zeigt eine ausgezeichnete Tropfenform. Er ist in »Monocoque«-Aufbau aus quer übereinander auf eine Schablone geleimten Tulpenbaumholzfurnieren mit außen liegender Stoffbespannung nach dem gleichen Verfahren hergestellt, wie seinerzeit die Rümpfe der Deperdussin-Renneindecker von 1912; wir bezeichnen diese Bauart des Sperrholzrumpfes als Schalenrumpf. Die Schalenbauart hat sich in jeder Beziehung ausgezeichnet bewährt und hält bekanntlich sehr hohe Beanspruchungen aus; sie kommt aber teuer und ist schwer auszubessern.

Der Motor ist zur besseren Unterbringung des halb darüber sitzenden Führers so tief im Rumpf gelagert, daß die Luftschraubenachse beträchtlich tiefer als die Rumpfachse liegt. Ein wunder Punkt des Motoreinbaues scheint die Zugänglichkeit des Motors zu sein. Da das Flugzeug in erster Linie für den Jagdflug in größeren Höhen bestimmt ist, besitzt der Motor einen Rateau-Vorverdichter mit Abgasturbine.

Abb. 23. Nieuport-»Sesquiplan« 37 C-1-Jagdeinsitzer mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor und Rateau-Kreiselvorverdichter. Man beachte die tiefe Lage der Schraubenachse im Rumpf.

Das Fahrgestell zeigt normale Formen. Die Radachse liegt ziemlich weit vorn, etwa im hinteren Teil des Fahrgestellflügels. Vermutlich werden Start und Landung des sehr schnellen Flugzeuges dadurch erschwert, da der Eindecker sich so beim Rollen schwerer im Kurs halten lassen und beim Aufsetzen leicht springen wird.

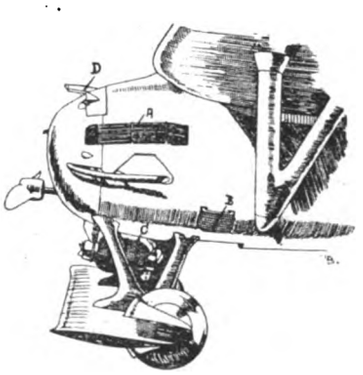


Abb. 24. Seitenansicht des vorderen Rumpfteiles vom Nieuport-»Sesquiplan« 37 C-1-Jagdeinsitzer. *A* ist der Luftkühler für den Rateau-Kreiselvorverdichter, *B* der Ölkühler für den Motor, *C* der Lamblinkühler für das Kühlwasser des Motors, *D* Maschinengewehre. Man beachte die Radverkleidung im Achsflügel. Unter dem Luftkühler liegt der Auspuff der einen Zylinderhälfte.

Der Benzinbehälter faßt 240 l und liegt im Rumpf hinter dem Insassen. Er kann im Notfall schnell abgeworfen werden. Zwischen den Fahrgestellschenkeln ist am Rumpf ein Lamblinkühler mit Abdeckvorrichtung für den inneren Luftkanal angebracht. Die Bewaffnung besteht aus zwei starr eingebauten und gesteuerten Maschinengewehren. Für den Fall des Überschlags ist der Insasse durch eine feste Kopfstütze etwas geschützt.

[1]) Der Ausdruck »Sesqui« für »Eineinhalb« ist dem Reiche der Chemie entnommen und hat sich in den letzten Jahren in Frankreich vielfach in der Flugtechnik auch dort eingebürgert, wo er nicht zutrifft!

[2]) Nach neueren amerikanischen Flugmessungen scheint zwar die Bedeutung guter Massenzusammenlegung für die Wendigkeit meist überschätzt zu werden. Es muß allerdings noch nachgewiesen werden, ob die Ergebnisse dieser Meßflüge, die bisher nur mit ganz wenigen Flugzeugen durchgeführt worden sind, verallgemeinert werden dürfen (vgl. NfL. 23/14. 21.).

Digitized by Google

Henry Potez stellte dieses Mal außer seinem Sportdoppeldecker einen Aufklärungsdoppeldecker, Muster XI C.A.P.-2, mit vorverdichtenden Lorraine-Motor und Levasseur-Verstelluftschraube aus. Der zweistielige Doppeldecker ist zwar — bis auf den mittleren Rumpfteil — ganz aus Duralumin aufgebaut, zeigt aber im übrigen so bekannte Bauformen, daß sich ein näheres Eingehen kaum rechtfertigen ließe. Für ein Flugzeug mit Vorverdichter ist auch die angegebene Gipfelhöhe von nur 8 km Höhe bei 4,75 kg/PS Leistungs- und 43 kg/m² Flächenbelastung gerade gering genug, um auf eine rückständige Bauart schließen zu lassen.

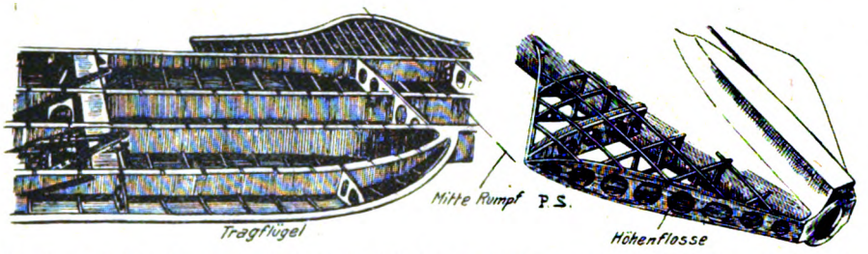


Abb. 25. Nieuport-»Sesquiplan« 37 C-1-Jagdeinsitzer. Links das Gerippe des Haupttragflügels mit abgenommener unterer Sperrholzbeplankung (von unten gesehen!). Man erkennt die drei Hauptholme mit Kastenquerschnitt; am hintersten Holm sind die Querruder angelenkt. Die ganz links erkennbaren Beschläge dienen zur Anlenkung des Flügelstiels. Rechts das Gerippe der Höhenflosse am Rumpfende.

Der weiterhin gezeigte Dreimotoren-Verkehrsdoppeldecker ist eine Fortentwicklung des 1921 ausgestellten Flugzeuges und kann uns ebenfalls kaum etwas Interessantes bieten.

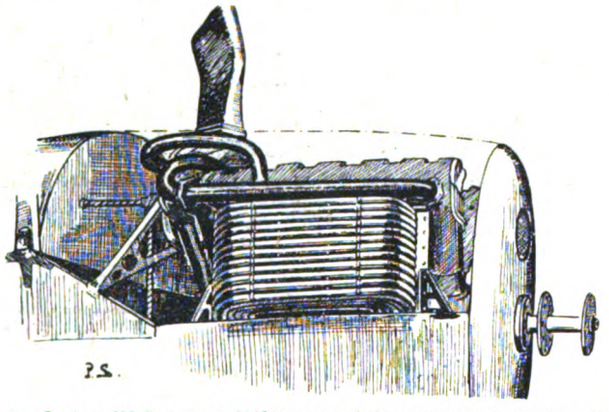


Abb. 26. Potez XI C.A.P.-2-Militärzweisitzer für große Höhen. Einbau des 370 PS-Zwölfzylinder-Lorraine-Diétrich-Motor mit dem Rateau-Kreiselvorverdichter. Die Abgasturbine liegt vorn zwischen den Zylinderreihen und wird durch einen auf die Rumpfholme aufgesetzten Stahlblechrahmen gehalten. Der Auspuff wird nach hinten zur Abgasturbine übergeleitet. Dicht hinter dem Motor liegt mit der Turbine gleichachsig der Kreiselvorverdichter. Die verdichtete Luft durchströmt die seitlich des Motors liegenden, gut erkenntlichen Luftkühler, die aus gewundenen Aluminiumröhren bestehen. Nach hinten ist das ganze Triebwerk durch einen vollwandigen Blechspant gegen den übrigen Rumpfraum abgeschlossen.

Die italienischen Savoia-Werke stellen ein einmotoriges Verkehrsflugboot mit sieben Sitzen aus. Die bauliche Ausführung der bekannten Firma wird als hervorragend bezeichnet,

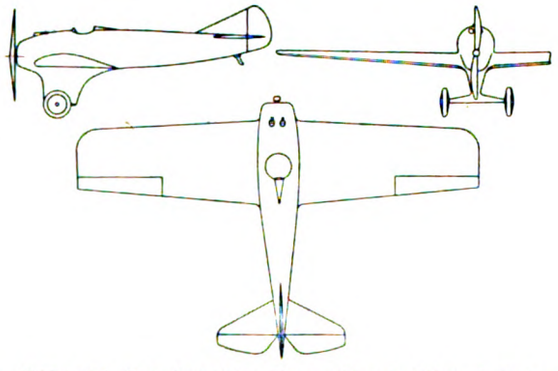


Abb. 27. Bernard C 1-Jagdeinsitzer (Konstruktion J. Hubert) mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor. Auf den Skizzen sind die Lamblinkühler fortgelassen.

bietet aber nichts Neues. Die Tragzelle des von Marchetti konstruierten Doppeldeck-Flugbootes ist zweistielig bei normaler Verspannung. Die Sitzverteilung im Boot ist derart, daß im Bug zwei Reisende nebeneinander untergebracht sind, dahinter sitzt der Führer mit einem Begleiter und dahinter kommen wieder vier offene Gastsitze. Diese Sitzverteilung erscheint gezwungen. Vermutlich handelt es sich auch hier um ein umgebautes Kriegs-Flugzeug. Das Flugboot stellt eine Holzkonstruktion dar und ist schwerer als sonst bei Savoia üblich gehalten.

Während in der vorhergehenden Pariser Luftfahrtausstellung eine ganze Reihe viermotoriger Großflugzeuge zur Schau gestellt wurden, sah man diesmal weit weniger dieser Flugzeuge. Von diesen fanden die Doppeldecker von Bréguet und Latécoère schon weiter oben kurz Erwähnung. Die bisher durchgeführten Versuche mit Großflugzeugen haben in Frankreich keineswegs die erhoffte Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit nachweisen lassen. Im Gegenteil fand man, daß man mit der Vergrößerung der Flugzeuge praktisch sehr bald an einer Grenze anlangt, bei der das Großflugzeug selbst für militärische Aufgaben, bei denen Wirtschaftlichkeit an sich keine Rolle spielt, jede Bedeutung verliert. Unserer Auffassung und unseren Erfahrungen nach liegt freilich diese Vergrößerungsgrenze bei Abmessungen, die die der bisher gebauten französischen Großflugzeuge bei weitem übersteigen. Diese Flugzeuge können mithin baulich keineswegs so durchgebildet sein, wie etwa unsere R-Flugzeuge der letzten Kriegsjahre, wenn sie auch diesen in der äußeren Form sehr ähnlich sehen und wenn auch Frankreich überaus stark bemüht ist, Unterlagen deutscher R-Flugzeuge in seine Hand zu bekommen.

Zu den Großflugzeugen, die den alten R-Doppeldeckern der Zeppelinwerke Staaken nachempfunden sind, zählt der von dem bekannten Schneider-Konzern erbaute »Henri-Paul«-Viermotorendoppeldecker. Wesentlichere Unterschiede gegenüber dem deutschen Vorbilde finden sich nur darin, daß die Außenteile der Flügel pfeilförmig nach hinten abgebogen sind und daß das Gerippe des Flugzeuges aus Metall hergestellt ist. Die Schneider-Flugzeugwerke in Harfleur haben zum Bau dieses nur 30 m klafternden Flugzeuges mehr als 3½ Jahre gebraucht. Es ist jetzt fertiggestellt und in kleineren Flügen erprobt worden; danach hat es dann die französische Heeresverwaltung übernommen und — verläßlichen Nachrichten nach — zwei weitere dieser Flugzeuge für den Nachtbombenwurf in Auftrag gegeben (Baumuster[1]) B. N. 2).

Die vier 370pferd. Lorraine-Diétrich-Motoren sind in zwei verhältnismäßig langen Motorrümpfen seitlich des Hauptrumpfes

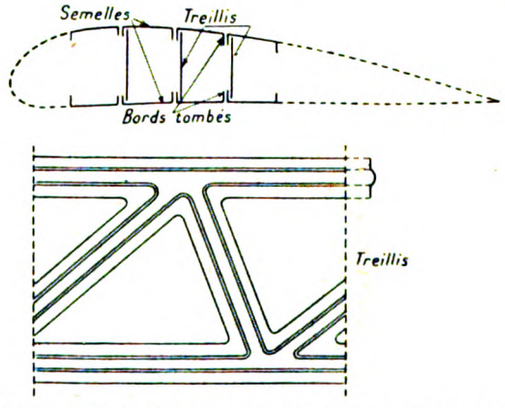


Abb. 28. Flügelaufbau des Bernard C1-Jagdeindeckers (Semelles Hautblechstreifen, Treillis = Blechsteg, Bords tombés = gebördelte Kanten).

und dicht über dem Unterflügel in Tandemanordnung untergebracht. Sie treiben, wie z. B. beim Staak R VI, zwei Zug- und zwei vierflüglige Druckschrauben an. Die Tandemanordnung von Luftschrauben wird jetzt im Auslande als sehr unvorteilhaft angesehen. Besonders in England hat man damit beim Handley Page 0/1500-Großflugzeug schlechte Erfahrungen bezüglich der Flugleistungen gemacht und glaubt daher Tandemluftschrauben keinerlei Wert mehr beimessen zu dürfen.

Die Tragzelle ist außerhalb der Motorverstrebungen, die ebenfalls denen der Staakener Doppeldecker ähneln, normal zwei-

[1]) Typenbezeichnung der französischen Fliegertruppe. Danach bedeuten z. B.
B. N. = Bombardement de Nuit (Nachtbombenwurf),
C. = Combat bzw. Chasse (Jagd),
T. O. E. = Théatre d'Opérations Extérieures (Kolonialflugzeug) usf.

Digitized by Google

stielig. Die beiden Flügel sind gleich groß und gleich geformt. Die beiden Flügelholme sind Kastenträger aus Chromnickelstahlblech mit einer Bruchfestigkeit von wenigstens 70 kg/mm² bei 12 vH Dehnung. Die Rippen sind Gitterträger aus Leichtmetallprofilen. Der Rumpf ist ein mit Draht verspannter Gitterträger. Fahrgestell und Leitwerk des auch nach englischem Urteil altertümlichen Doppeldeckers sind ebenfalls den Staakener R-Flugzeugen nachgebildet. Für ein schwerindustrielles Großunternehmen, wie das von Schneider, dem alle Hilfsmittel zu Gebote stehen, ist das Flugzeug sicher eine recht kümmerliche Leistung. Der Anlauf wird mit 300 m, der Auslauf mit 200 m angegeben; die Landegeschwindigkeit wird auf 80 km/h beziffert. Die Steigzeit auf 2 km Höhe soll 13 min betragen.

Außer dieser Bauart haben die Schneider-Werke noch zwei viermotorige Geschützflugzeuge (7,5 cm-Geschütz) modernerer Form im Bau.

Eine neuere, wenig bekannte Metallflugzeugfabrik ist die »Société d'Emboutissage et de Constructions Mécaniques«. Sie stellte neben zwei Sportflugzeugen ein Nachtbombenflugzeug mit 500 PS-Salmson-Motor aus. Die Flugzeuge der S. E. C. M. sind sämtlich normale, ein- bzw. zweistielige, verspannte Doppeldecker, von denen uns nur die Baueinzelheiten von einigem Interesse sein können. Als Baustoff dient Stahl und Holz, die Bespannung ist in allen Fällen gelackter Stoff. Die Flügelholme bestehen aus vierkantig gezogenen Stahlrohren bzw. Duraluminrohren; eine Ausführung, die schon vor Jahren bei der A. E. G. zur Verwendung gelangt ist. Die Rippen bauen sich aus zusammengenieteten U-Profilen aus Duralumin auf. Bei dem Nachtbombenflugzeug fallen die dünnen Joukowsky-Flügelschnitte der Tragdecks auf. Auf die Entlastung der Ruder ist bei diesem Doppeldecker viel Wert gelegt. Der Rumpf ist aus Duraluminrohren unter Verwendung sinnreicher, aber etwas verwickelter Knotenpunktstücke aufgebaut. Die Werkstattarbeit wird sehr gerühmt. Die Flugzeuge der S. E. C. M. sind bislang noch nirgendwo hervorgetreten. Die im vorjährigen »Salon« gezeigten Sportdoppeldecker sind sogar bis zum heutigen Tage noch nicht einmal flugerprobt worden.

Eines der interessantesten Flugzeuge der ganzen Ausstellung ist zweifelsohne der von Hubert[1]) konstruierte Bernard-Eindecker der »Société Industrielle des Métaux et des Bois (Anciens Etablissements A. Bernard), einer älteren, im Kriege entstandenen Flugzeugfabrik, die jetzt kurz als »Ferbois« bezeichnet wird. Die äußeren Formen dieses Jagdeinsitzers gehen aus Abb. 27 hervor[2]). Man erkennt das zielbewußte Streben nach äußerster Verminderung schädlicher Widerstände unter Verwendung von Bauformen, die konstruktiv günstige Verhältnisse zulassen. Das Flugzeug ist

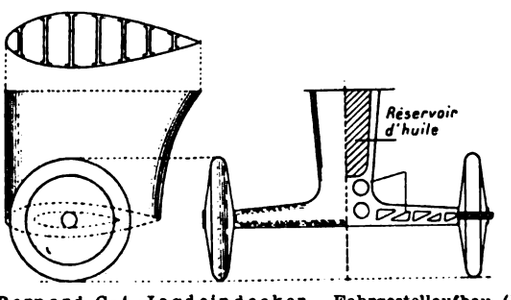


Abb. 30. Bernard C-1-Jagdeindecker. Fahrgestellaufbau (Reservoir d'huile = Öltank).

ein Tiefdecker, d. h. ein Eindecker, bei dem der Flügel unmittelbar unter dem Rumpf liegt. Dadurch ist die bauliche Ausführung vereinfacht. Der Flügelumriß zeigt eine nach außen abnehmende Tiefe. Der Flügelschnitt, der nach außen stark an Dicke abnimmt, entspricht etwa dem bekannter deutscher Flugzeuge; die größte Profilhöhe beträgt am Rumpf 14,3 vH bei 2,10 m Flügeltiefe. Außen ist die Flügeltiefe auf 1,58 m verringert. Die V-Stellung ist wenig ausgeprägt. Die 40 cm tiefen Querruder nehmen fast die halbe Spannweite ein; sie werden durch eine im Flügel untergebrachte Stangensteuerung unmittelbar betätigt. Der im vorderen Teil mit birnenförmigem Querschnitt ausgeführte Rumpf geht nach hinten in einen unten spitzen Tropfenquerschnitt über. Die fest an ihm gelagerte Höhenflosse ist auf der Unterseite stärker ausgewölbt als auf der Oberseite. Das hohe Seitenruder bewegt sich zwischen dem geteilten Höhenruder. Der untere Seitenruderteil, der sich dem

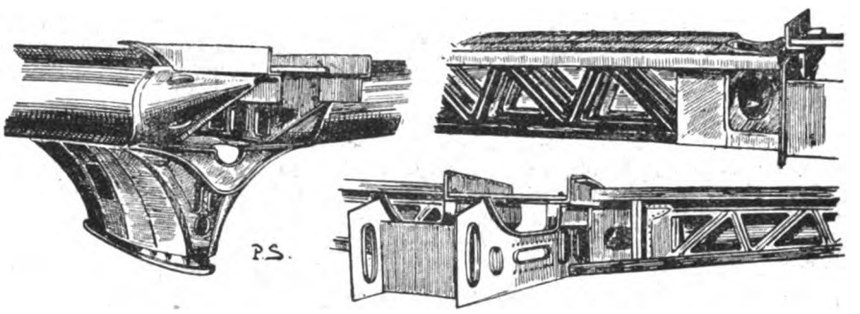


Abb. 29. Bernard C-1-Jagdeindecker. Links der Mittelteil des Flugzeuges. Vorn die Motorlagerung, dahinter die Holmbrücke mit dem Fahrgestellkörper.
Rechts oben der Flügelaufbau aus Hautblechstreifen und Blechstegen.
Rechts unten Rückansicht der Motorlagerung mit den Stehblechen und dem Flügelanschluß.

Rumpf anschließt, ist in sorgfältiger Weise so gestaltet, daß der Luftabfluß am Rumpfheck nicht unterbrochen wird. Keines der Ruder ist entlastet.

Der 300pferdige Hispano-Suiza-Motor ist ganz im Rumpf untergebracht, so daß die Luftschraubenachse verhältnismäßig tief im Rumpf zu liegen kommt. Der Führer sitzt etwa in Flügelmitte. Im Fluge dürfte sein Gesichtsfeld voll befriedigen, weniger wohl

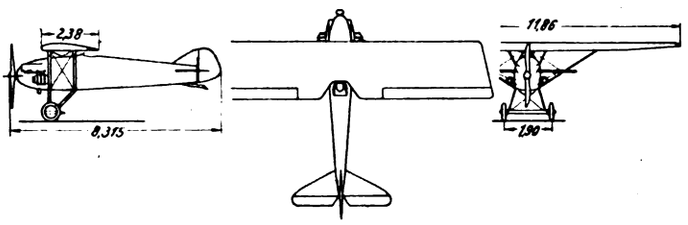


Abb. 31. Wibault 3 C-1-Jagdeinsitzer für große Höhen mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor und Rateau-Kreiselvorverdichter.

bei der Landung. Die Bewaffnung besteht aus zwei starren und gesteuerten Maschinengewehren, die gut verkleidet auf dem Rumpf untergebracht sind. Beim Überschlag wird der Kopf des Insassen durch einen verstärkten Nackenschutz geschützt. Diese Vorsichts-

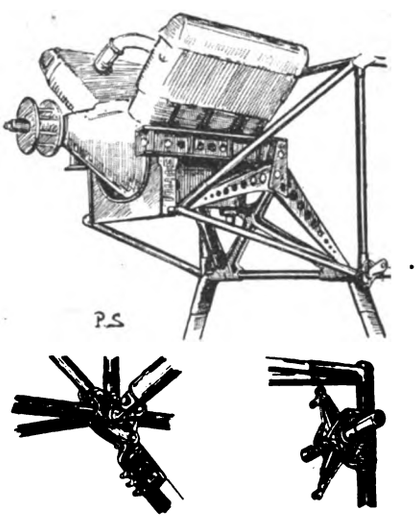


Abb. 32. Wibault 3 C-1-Jagdeinsitzer. Oben der Motoreinbau. Die Motorholme sind aus Duraluminblech genietet, Rohre und Holmträger aus Stahl.
Links unten Rumpfbeschlag zur Anlenkung des hinteren Flügelstiels und der hinteren Fahrgestellstrebe am Rumpfunterholm.
Rechts unten Ruderhebellagerung für das Höhenruder am Rumpfheck.

maßnahme ist bei normalen Eindeckern und Tiefdeckern zum Ersatz des bei uns während des Krieges vorgeschriebenen Sturzbockes fast überall in Aufnahme gekommen und hat sich vollauf bewährt.

[1]) Ein ehemaliger Konstrukteur der R. E. P.-Flugzeugwerke von Esnault-Pelterie.

[2]) Man beachte aber, daß weder in Abb. 27 noch in Abb. 30 die vorgeschriebenen beiden Lamblinkühler, die zu beiden Seiten des Fahrgestellmittelstücks angeordnet werden, angebracht sind. In Wirklichkeit sieht also der Eindecker nicht ganz so schnittig aus wie auf den bezeichneten Abbildungen. Ebenso fehlen auf den Abbildungen auch die Ruderhebel.

Digitized by Google

Durchaus neuartige Formen zeigt das Fahrgestell. Der vordere Rumpfteil ist nach unten zu einem langen und schmalen, im Querschnitt tropfenförmigen Blechkörper ausgebaucht. An diesem Blechkörper, der eine zentrale Fahrgestellstrebe ähnlich der z. B. beim alten Antoinette-Eindecker vorhandenen ersetzt, ist der beidseitig ausgewölbte Achsflügel mit Achse, Gummifederung und Rädern angesetzt. Ein Vorzug dieser recht geschickt durchgeführten Anordnung ist der sehr geringe Stirnwiderstand. Allerdings muß man dabei bedenken, daß es ja nicht die vier Streben des Normalfahrgestelles sind, auf die der Löwenanteil des Widerstandes entfällt, sondern stets die Räder, wenn schon die letzteren meist nicht mehr im Schraubenstrahl zu liegen kommen. Auf der anderen Seite könnte man berechtigte Zweifel erheben, ob dieses Fahrgestell im Betriebe auch allen Beanspruchungen, insbesondere denen einer Schiebelandung, gewachsen sein wird.

Die beiden abwerfbaren und brandgeschützten Betriebsstoffbehälter von zusammen 260 l Inhalt sind neben dem Rumpf in Schwerpunktgegend in den Flügeln untergebracht. Von dort aus wird der Betriebsstoff durch zwei A. M.-Brennstoffpumpen unmittelbar dem Motor zugeführt; ein kleiner, sonst meist üblicher Fallbehälter ist also nicht vorgesehen. In geschickter Weise ist der Öltank im oberen Teil des Fahrgestellkörpers untergebracht und gleichzeitig der obere Blechmantel des letzteren zu der beim Hispano-Suiza unerläßlichen Ölkühlung mit Rippen versehen (Abb. 30). Die Lamblinkühler werden zu beiden Seiten des Fahrgestellkörpers angeordnet, und zwar dicht über dem Fahrgestellflügel, also recht tief.

Sehr interessant ist der konstruktive Aufbau dieses ganz aus Duralumin hergestellten Flugzeuges. Mit viel Sorgfalt hat hier der Konstrukteur auf eine rationelle Ausnutzung des Braustoffes hingearbeitet und sich — offenbar im Hinblick auf deutsche Vorbilder — nicht gescheut, Bauverfahren anzuwenden, die vom Herkömmlichen ganz abweichen. Daß ihm das auch gelungen ist, darf nicht bestritten werden, wenngleich auch der maßgebliche Beweis erst noch durch die Flugpraxis des Einsitzers zu erbringen wäre. Die Fertigungskosten können zwar gewiß nicht gering sein; auch scheint es, als ob Flügel- und Rumpfkonstruktion analog der von Junkers besondere Nietvorrichtungen usw. benötigen. Man möge aber bedenken, daß wohl jeder Metallbau, auch der primitive, werkstattechnisch erst im Reihenbau wirtschaftlich wird, eine Eigenart, die dem Holzbau nur in geringem Maße eigen zu sein pflegt.

Der Flügel des Eindeckers besitzt eine Haut aus Duraluminblech, die zur Aufnahme der Beanspruchungen voll ausgenutzt wird; sie ist innen am Rumpf 2 mm stark, um nach außen bis auf 0,5 mm Blechstärke abzufallen. Eigentliche Flügelholme und Flügelrippen fehlen. Die ersteren sind in ausgestanzte Blechstege aufgelöst, die in größerer Anzahl innerhalb der Flügelhaut in Richtungen der Spannweite laufen und, da sie über die ganze Flügeltiefe verteilt sind, auch die Flügelrippen ersetzen. Interessant ist der Aufbau des Flügels aus über die ganze Spannweite verlaufenden Kastenteilen. Die Flügelhaut setzt sich nämlich aus einer Anzahl an den Kanten gebördelten und entsprechend Profilkontur und Längsschnitt des Flügels gebogener Blechstreifen zusammen, die längs über die ganze Spannweite jeder Flügelhälfte laufen. Zwei zusammengehörige Streifen (Hautbleche) von Ober- und Unterseite werden durch einen vorher erwähnten längs im Flügel laufenden Blechstege (Stehbleche) zusammengehalten. Durch Aneinanderreihen der so gebildeten Kästen baut sich der Flügel in einfacher Weise auf. Die Verbindung der Steh- und Hautbleche erfolgt durch Nieten. Bemerkenswert ist dabei, daß die Stehbleche nicht zwischen die Bördelkanten zweier aufeinanderfolgender Hautbleche zu liegen kommen (vgl. Abb. 28), sondern ganz innerhalb des betreffenden Hautbleches angenietet werden. Der Grund für diese Nietart ist nicht ganz klar. Es ist möglich, daß man dadurch die Stehbleche etwas auf Kosten der Hautbleche zu entlasten gesucht hat; vielleicht gaben bei dieser Anordnung auch rein werkstattechnische Gründe den Ausschlag. In dieser Hinsicht ist es auch schwer zu verstehen, wie der letzte Hautblechstreifen bzw. der letzte Stegblechkasten angenietet wird. Vermutlich ist dazu eine besondere Nietvorrichtung vonnöten, da ja sämtliche Nieten innen im Flügel untergebracht sind. Die Stegbleche selbst sind aus einem flachen Blechstreifen so ausgestanzt, daß sie ein einteiliges Gitterfachwerk bilden, dessen Gurt- und Stegstäben durch eingepreßte Längswellen (Abb. 28), eine größere Steifigkeit verliehen ist. Diese Wellenversteifung durch »Sicken« schwacher Duraluminblechstreifen ist offenbar vom Flügelfachwerk der kleinen Junkersflugzeuge übernommen. Die Hautbleche verlaufen über die Spannweite parallel, nur an Flügelwurzel und am Flügelende verbreitern bzw. verschmälern sie sich.

Die Rumpfkonstruktion entspricht der des Flügels. Auch hier findet sich eine größere Anzahl schwacher Hautbleche, die von Bug bis zum Heck durchlaufen und dem Rumpf das Aussehen eines Bootes geben. Diese der Bootsform entsprechend gebogenen Hautbleche von 0,5 mm Stärke sind auf ihrer ganzen Länge nach innen gebördelt. Die aufeinanderstoßenden Bördelkanten sind durch am geschlossenen Teil kreisförmig ausgebauchte U-Profile verbunden. Die fast rohrförmige Form dieser Profile vergrößert das polare Trägheitsmoment des Rumpfquerschnittes erheblich und erhöht somit die Verdrehfestigkeit. Zur Formgebung der Querschnitte dienen wenige, aber kräftige Rahmenspanten, die in den meisten Fällen auch Trennstellen des aus drei Teilen zusammengesetzten Rumpfes darstellen. Der Hauptquerschnitt liegt $^1/_7$ von der Rumpfspitze entfernt. Der vordere Rumpfteil, an dem Flügel, Fahrgestell und Motoreinbau angeschlossen sind, stellt ein recht schwieriges Werkstück dar, das der Konstrukteur mit viel Geschick durchzubilden gewußt hat (Abb. 29). Da der Flügelrücken hier durch Motor und Führersitz durchbrochen wird, werden die Beanspruchungen im Flügel durch ein 4 mm starkes Bogenstück zwischen den Flügeln aufgenommen. Dieser Bogenteil stützt sich außerdem noch gegen den Motoreinbau ab, so daß auch dieser zur Flügelverbindung mit herangezogen ist. Die einzelnen Stegbleche der Flügelhälften werden an solche des Rumpfteiles angenietet. Der Motor ist auf zwei aus 5 mm starken Profilen aufgebauten, vorn herausragenden Konsolen gelagert. Der Fahrgestellkörper baut sich ähnlich wie Flügel und Rumpf aus Haut- und Stegblechen auf. Seine Verbindung mit dem Rumpf läßt eine gewisse Abnehmbarkeit zu. Die Hautbleche des Fahrgestellkörpers besitzen 1 mm Stärke.

Dieser Eindecker, der bisher noch nicht erprobt worden ist, verkörpert sicherlich eine Metallbauart, der man auch bei uns volle Bedeutung schenken muß. Außer den in Zahlentafel I gegebenen Angaben sind noch folgende Zahlen von Belang:

Flügeltiefe innen (50 cm von der Mittelebene)	2,10 m
Flügeltiefe außen	1,58 m
Querruderspannweite	2,20 m
Querrudertiefe innen	0,40 m
Fläche jedes Querruders	0,15 m²
Höhenflossenspannweite	3,20 m
Höhenflossenfläche	1,36 m²
Höhenruderfläche	1,29 m²
Kielflossenfläche	0,36 m²
Seitenruderfläche	0,65 m²

Die hohe Flächenbelastung von 70 kg/m² läßt im Verein mit der niedrigen Leistungsbelastung von 4 kg/PS eine sehr hohe Wagerechtgeschwindigkeit erwarten. Start und Landung werden freilich nicht leicht sein. Die auf 5,8—6 km veranschlagte Gipfelhöhe läßt schließen, daß das Flugzeug nur auf Geschwindigkeit gebaut ist.

Die Firma Michel Wibault hatte in diesen Jahren kein Flugzeug ausgestellt; sie war nur durch Einzelteile, die die Société du Duralumin zur Schau stellte, vertreten. Da jedoch Wibault zu den fortschrittlichen französischen Konstrukteuren gehört und vom modernen deutschen Flugzeugbau viel übernommen hat, so sei an dieser Stelle zur Vervollständigung des Bildes, das wir hier vom gegenwärtigen französischen Flugzeugbau entwerfen, auch auf seine letzten Schöpfungen kurz eingegangen.

Die beiden neuesten Flugzeuge sind ein Nachtbombenflugzeug, Muster 2 B. N. 2 mit 600 PS-Renault- bzw. 700 PS-Fiat-Motor und ein Jagdeinsitzer mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor und Rateau-Vorverdichter für große Höhen. Ersterer ist bereits seit einiger Zeit erprobt und in der französischen Fliegertruppe in Verwendung, der letztere befindet sich gegenwärtig im Versuchsstadium. Beide Flugzeuge, der große Doppeldecker sowohl wie der kleine Hochdecker sind Leichtmetallflugzeuge. Bei beiden besitzen die Flügel einen dicken, nach außen verjüngten Flügelschnitt, ohne jedoch freitragend oder verspannungslos ausgeführt zu sein; das Flügelgerippe zeigt ferner bei beiden zwei aus Duraluminblechen zusammengenietete Kastenholme und Rippen, die ein dünnes Duraluminrohrgitterwerk mit Eckbeschlägen aus genieteten Leichtmetallblechen darstellen. Die Blech- und Rohrstärken sind bei beiden Flugzeugen gleich. Die Bespannung besteht aus gelacktem Stoff.

Bei dem 2 B. N. 2-Doppeldecker ist bemerkenswert, daß der Unterflügel mit etwa um 1,60 m größerer Spannweite (16,9 m) ausgeführt ist als der Oberflügel, und daß das einzige Stielpaar jeder Tragzellenseite schräg nach innen gegen den Rumpf geneigt ist. Der Grund für diese ein wenig abnorme Anordnung ist darin zu erblicken, daß dadurch die Druckbeanspruchungen in den Holmen des Oberflügels verringert werden, ein Gesichtspunkt, dem u. W.

Digitized by Google

beispielsweise auch die nach innen geneigten Stielpaare der österreichischen Hansa-Brandenburg-Doppeldecker ihre Existenz zu verdanken haben. Aerodynamisch ist der größere Unterflügel freilich eher von Nachteil als von Vorteil. Im übrigen ist der Wibault-Doppeldecker ein normaler Rumpfdoppeldecker mit einem Lastvielfachen von 7,5 im A-Fall (Bruchlast), der eine Flächenbelastung von 43 kg/m² und eine Leistungsbelastung zwischen 6,3 und 7,2 kg je PS (je nach dem Motor) bei Vollast besitzt und dessen Flügel mit Stoffbespannung ein Flächeneinheitsgewicht von 6 kg/m² aufweisen. Die Nutzlast beträgt ohne Betriebsstoffe 960 kg bei rd. 4200 kg Fluggewicht; das Flugzeug ist mit 4—5 km Gipfelhöhe weder für große Höhen noch mit 190 km/h für große Geschwindigkeiten bestimmt. Seine Flugdauer beträgt mit vollen Tanks 4 h.

Der Jagdeindecker zeigt unserem Auge noch keine durchgebildeten Formen. Wie die Skizzen des Flugzeuges, Muster 3 C-1 (Abb. 31), erkennen lassen, handelt es sich um einen Hochdecker mit einem durchlaufenden und halbfreitragendem Flügel, der auf jeder Seite gegen die Rumpfunterkante durch zwei parallele Stiele abgefangen ist. In der Stielebene befindet sich eine Seilauskreuzung, ebenso ist jeder Stiel in halber Länge noch gegen den mittleren Strebenbock des Flügelauflagers verspannt. Im übrigen zeigt auch dieses Flugzeug normale Formen. Die Querruder sind lang und schmal gehalten. Keines der Ruder ist entlastet. Der Rumpf baut sich aus Duraluminrohren auf. Der Motor ruht auf zusammengenieteten Duraluminblechprofilen, die mit Stahlrohren und Stahlblechbeschlägen gegen den eigentlichen Rumpf abgestützt sind. Die Rateau-Abgasturbine mit dem gleichachsigen Verdichter ist hinter dem Motor eingebaut. Hinter dem Motor liegen auch die beiden brandgeschützten Betriebsstoffbehälter für insgesamt 300 l, die eine Flugdauer von 3 h gestatten. Der Insasse sitzt in einem Sichtausschnitt des Flügels und hat diesen in Augenhöhe vor sich, was hinsichtlich des Sichtbereiches beim Hochdecker wohl zweifellos die beste, konstruktiv mögliche Lösung darstellt. Bei dem an sich normalen Fahrgestell ist auf bequeme Auswechselbarkeit der Gummifederung, die offenbar unter dem häufigen und jähen Temperaturwechsel der Höhenflüge sehr leidet, Wert gelegt worden. Die Gummischnüre werden dabei in besonderen, leicht abnehmbaren Spulen gelagert. Die beiden Lamblinkühler sind neben dem Rumpfvorderteil so angeordnet, daß sie unter dem Wasserspiegel in den Zylindermänteln liegen. Unter dem Rumpf befindet sich ein Ölkühler. Das Lastvielfache der Flügel im A-Fall wird mit dem überflüssig und unwahrscheinlich hohen Wert 19 angegeben. Derart hohe Baufestigkeiten finden sich gerade bei französischen Jagdflugzeugen nicht vereinzelt; uns erscheinen sie durch nichts begründet. Die wesentlichsten Bauangaben des Wibault 3 C1-Eindeckers sind:

Flügeltiefe	2,28 m
Tragfläche	26,5 m²
Querruderfläche (zusammen)	3,20 m²
Fluggewicht	1420 kg
Flächenbelastung	53,6 kg/m²
Leistungsbelastung	4,73 kg/PS
Erwartete Flugleistungen:	
Höchstgeschwindigkeit in 2 km Höhe	245 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 5 km Höhe	280 km/h
Gipfelhöhe	10,5 km
Flugbereich in 5 km Höhe	750 km

Ein weiteres, nicht ausgestelltes neues Flugzeug ist der Jagdeindecker von Letord-Béchereau. Letord ist ein außerhalb Frankreichs weniger bekannter Flugzeugindustrieller, der während des Krieges gelegentlich mit neuartigen Zweimotorenflugzeugen hervorgetreten ist. Béchereau ist der bekannte Konstrukteur der Deperdussin-Eindecker und der ersten Spadflugzeuge aus den Jahren 1915 bis Mitte 1918. Seine neueste Schöpfung ist ein starkmotoriger Jagdeinsitzer für große Höhen, der mit dem doppelsternigen 500 PS-Salmson-Motor ausgestattet ist. Es ist ein Hochdecker mit einem verspannungslosen, halbfreitragenden Flügel, der auf jeder Seite gegen den Fahrgestellflügel durch einen breiten Stiel abgestützt ist. Dieser Stiel umfaßt an seinem oberen Ende die beiden Holme des Flügels und greift unten durch eine Gabelung um das Rad herum an den verstärkten Hilfsachsen des Fahrgestells an. Es ist wohl überflüssig zu sagen, daß nach deutschen Begriffen diese Flügelabstützung unzulässig ist, da dadurch bei jeder Fahrgestellbeschädigung auch der Flügel in Mitleidenschaft gezogen wird. In Frankreich macht man jedoch von derlei Anordnungen häufig Gebrauch; auch bei dem neuesten Militärzweisitzer von Bréguet, der letzthin auch im Madrider Militärwettbewerb vorgeführt wurde, ist die Flügelzelle gegen das Fahrgestell hin abgespannt. Etwas Derartiges ist unbedingt vermeidbar und erscheint rückständig.

Auffällig ist bei dem Letord-Béchereau-Eindecker ferner, daß der Flügel stark nach unten gebogen ist, also negative V-Form zeigt. Welche Absicht der Konstrukteur mit diesen gebogenen Flügeln verfolgt, ist nicht ganz klar. Vielleicht soll der Ausblick nach der Seite dadurch verbessert werden. Der Führer sitzt nämlich hier in Flügelmitte und ragt mit seinem Kopf in eine kreisförmige Aussparung des Flügels hinein. Der runde Rumpf ist aus sechs leichten Längsholmen und einer Anzahl Rahmenspanten aufgebaut. Die Kielflosse wächst derart aus dem Rumpf heraus, daß das entlastete Seitenruder ganz oberhalb des durchgehenden Höhenruders zu liegen kommt. Der Eindecker ist gegenwärtig erst im Versuch.

(Schluß folgt.)

Zur Längsstabilität der Flugzeuge.

Georg König, Berlin.

Obwohl alle Fragen über die Höhensteuerung durch die in den letzten Jahren erschienenen Arbeiten, besonders im Hinblick numerischer Ausrechnung, erschöpfend behandelt worden sind — es sei nur an das Buch von Fuchs-Hopf erinnert —, so blieb bisher der Wunsch nach Zusammenfassung der Hauptfragen und -werte zu einer für die Praxis sehr verdaulichen und ausnutzbaren Struktur unbefriedigt, dessen Erfüllung aber im folgenden versucht werden soll, indem von den Erfahrungen und Anschauungen der Praxis organisch bis zu den allgemeinen Ansätzen der Mechanik vorgeschritten wird und wohl zweifellos zu neuen bemerkenswerten Erkenntnissen führt.

I. Die Eigenschaften des Leitwerks.

1. Fluglage und Ruderlage. Die Fluglage des Flugzeuges ist am zweckmäßigsten darstellbar durch den Anstellwinkel α als Funktion der Fluggeschwindigkeit v, und ebenso ist die jeweils zugehörige Ruderlage durch den auch von der Profilsehne der Tragfläche aus zu messenden Ruderanstellwinkel α_h ebenfalls als Funktion

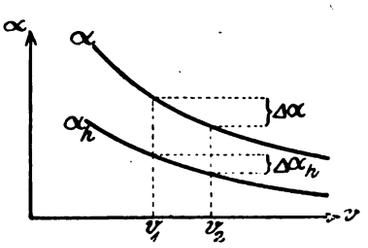


Abb. 1.

von v anzusehen und abzubilden (Abb. 1). Die Wirkung des Höhenleitwerks besteht also darin, daß durch Drehung des Ruders um

$$\Delta\,\alpha_h = \alpha_{h1} - \alpha_{h2}$$

das Flugzeug um

$$\Delta\,\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$$

gedreht wird. Während also in der Betrachtung der Leitwerkswirkung die α-Kurve als gegeben anzusehen ist, muß umgekehrt die α_h-Kurve als gestellte Konstruktionsaufgabe betrachtet werden: Wie muß die α_h-Kurve beschaffen sein, damit das Flugzeug die verlangten Steuereigenschaften, wie Stabilität und Empfindlichkeit, aufweist?

Zur Vereinfachung der Betrachtung wird das Höhenleitwerk als eine einzige Fläche F_h in Rechnung gestellt; die Zerlegung in Festfläche und angelenktem Ruder kann dann stets nachträglich durchgeführt werden.

2. Das Stabilitätsmaß des Flugzeuges. Würde nun die Winkeldifferenz $\Delta\alpha_h$ für irgendein Geschwindigkeitsgebiet Null oder auch nur nahezu Null sein, so würde das Flugzeug bei dieser einen Ruderstellung verschiedene Fluglagen einnehmen können, also in diesem Gebiete einerseits hin und her schwanken, also labil, anderseits infolge verschwindend kleiner Ruderausschläge sehr empfindlich sein. Stabilität und Empfindlichkeit sind also einander reziprok und lassen sich in der selbstverständlich klingenden Forderung vereinen:

> Jeder Ruderstellung darf nur eine einzige Fluglage mit hinreichender Genauigkeit entsprechen.

Digitized by Google

Diese Eindeutigkeit der Fluglage ist gesichert, wenn der Differentialquotient

$$\frac{d\,a_h}{d\,v} < 0,$$

also für alle v negativ ist — ohne auf extreme v vorläufig einzugehen. Die a_h-Kurve wird also nach unten zu in der Parallelen zur v-Achse, nach oben zu durch Deckung mit der a-Kurve eine Schranke finden; während die erstere schon genügend gekennzeichnet ist, bedarf die letztere doch noch eine weitere Erläuterung, denn sie würde die Identität

$$\Delta a = \Delta a_h$$

bedeuten und einem idealen Flugzeug entsprechen, bei dem das Höhenleitwerk keine Momente auszugleichen, sondern nur die Lage zu bestimmen hätte. Im Anschluß hieran wird man also sehr mit Nutzen die Ruderwirkung auch etappenweise betrachten müssen: um das Flugzeug um Δa zu drehen, muß das Ruder auch erst um Δa gedreht und dann dieser mit der Anstellwinkeländerung identische

Haupt- oder Lagenausschlag

um eine die einzelnen auftretenden Momente ausgleichende

Summe von Nebenausschlägen ($a_t\ a_q \ldots$)

korrigiert werden, überwiegt also die Variation der Nebenausschläge diejenige der Hauptausschläge, so tritt der Fall der Instabilität ein, so daß man also

$$\frac{d\,a}{d\,v}$$

als Maß dem anderen Quotienten gegenüberstellen und definieren kann:

$$\mu_{st} = -\frac{\frac{d\,a_h}{d\,v}}{\frac{d\,a}{d\,v}} = \frac{d\,a_h}{d\,a} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

Dieser total zu nehmende Differentialquotient soll wegen der soeben gekennzeichneten Eigenschaft

Stabilitätsmaß μ_{st}

genannt werden, es verbürgt Eindeutigkeit und statische Stabilität der Fluglage, wenn es größer als Null ist

$$\mu_{st} > 0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

Je näher es an Null ist, um so empfindlicher ist das Flugzeug; ist es dagegen gleich 1, so hat man gewissermaßen das Höchstmaß an Stabilität vorliegen, darüber hinaus müßte man von Überstabilität sprechen (Abb. 2). Durch diese Verquickung von Stabilität und

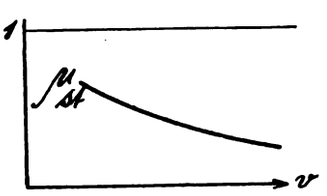


Abb. 2.

Empfindlichkeit, die im Stabilitätsmaß ihren graduellen analytischen Ausdruck findet, ist also eine der bedeutsamsten Erfahrungen der Praxis erfaßt, die bekanntlich gelehrt hat, daß gut steuerbare Flugzeuge eine sehr geringe kaum errechenbare statische Stabilität aufweisen. Damit ist also ausgesprochen, daß die soeben gegebene Definition des Stabilitätsmaßes ein starkes und breites Fundament für die weiteren Untersuchungen abgibt, da sie schon von vornherein den wesentlichsten Vorstellungskreis des erfahrenen Konstrukteurs deckt.

Ein weiterer Vorteil des Stabilitätsmaßes besteht darin, daß es im Fluge gemessen werden kann, denn es ist ja ohne weiteres klar, daß durch die an sich zwar beschwerliche Ermittlung des Anstellwinkels und der Steuerstellungen die Stabilitätskurve gefunden werden kann. Eine wertvolle, zu Vergleichen sich eignende Eigenschaftsziffer des Flugzeuges ist somit gefunden.

3. Güteziffern. Wer sich anschickt, die Wirkung eines Leitwerks beurteilen zu wollen, fängt an, die Leitwerksmasse mit den Flugzeugmassen ins Verhältnis und diese Güteziffern mit Erfahrungswerten in Vergleich zu setzen.

Aus steuernder Länge l und (mittlerer) Flächentiefe t bildet man den

Längenquotienten $\frac{l}{t}$

und aus Leitwerkfläche F_h und Flugzeugfläche F den

Flächenquotienten $\frac{F_h}{F}$

der mit obigem die

$$\text{geometrische Leitwerkszahl} = \frac{l}{t} \cdot \frac{F_h}{F}$$

abgibt, deren Größe die Leitwerkwirkung proportional ist.

Aber die Aerodynamik verlangt auch ihr Recht und fordert, Auftrieb, Form und Profil des Leitwerks beachtend, die Beiwertkombination

$$c_h = c_{h0} \cdot c_{prof} \cdot c_{form}$$

die nach den bekannten Leitwerkmessungen von Munk beispielsweise nach Abb. 3 zu wählen ist und in Verbindung mit der geometri-

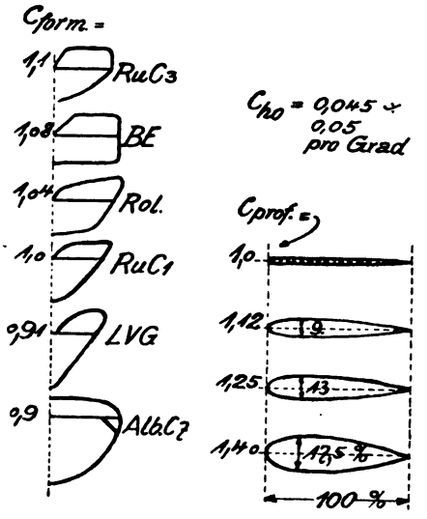


Abb. 3.

schen Leitwerkszahl alle Gesichtspunkte vereint, die auf die Größe der Leitwerkskraft Einfluß haben können; daher hat das Produkt

$$\mu_h = c_h \cdot \frac{l}{t} \cdot \frac{F_h}{F} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

als Gradmesser für die Leitwerkswirkung ganz eminente Bedeutung und soll

aerodynamische Leitwerkszahl μ_h

genannt werden. Im Verlaufe dieser Arbeit wird sich zeigen, daß diese Zahl in Verbindung mit dem Stabilitätsmaß an den hervorragendsten, entscheidendsten Stellen stehen wird und deshalb bei jedem Flugzeug angemerkt zu werden verdient.

Ausgeführte Flugzeuge zeigten folgende Zahlen:

	$\frac{l}{t}$	$\frac{F_h}{F}$	$100\,\mu_h$
AEG C IV	2,67	0,07	1,00
AEG D I	3,08	0,135	2,18
AEG G IV	3,1	0,088	1,87
AEG G V	3,1	0,073	1,28
Friedrichh. G III a	3,9	0,075	1,64
Fokk D VII	3,06	0,143	2,18

Man muß noch einen Schritt weitergehen, denn um die gleichgewichtsbildende Fähigkeit des Leitwerks abschätzen zu können, muß man Kraftmomente einander gegenüberstellen, also dem je Grad Ausschlag gerechneten Leitwerksmoment

$$c_h \cdot q \cdot F_h \cdot l$$

muß man einen Vertreter des Haupttragflügelmoments, also z. B.

$$G \cdot t = c_a \cdot q \cdot F \cdot t$$

gegenüberstellen (q = Staudruck). Da die beiden Momente im Verhältnis

$$\frac{\mu_h}{c_a} = \mu_h' \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

Digitized by Google

zueinander stehen, muß man aussprechen, daß die Fähigkeit eines Leitwerks, den Momenten des Flächensystems Widerstand zu leisten, der aerodynamischen Leitwerkszahl direkt, dem Auftriebsbeiwert c_a indirekt proportional oder statt dessen dem Quadrat der Geschwindigkeit ($\mu_h \cdot v^2$) proportional ist. Man könnte μ'_h auch Wirkungsfaktor des Leitwerks nennen.

II. Der Momentenausgleich.

1. Der Ruderausschlag. Der Hauptausschlag α des Ruders wird durch verschiedene Nebenausschläge korrigiert, von denen die beiden wichtigsten hier in Rechnung gestellt werden sollen:

Die Tragflügelkräfte üben auf den Schwerpunkt Momente aus, die durch den

Trimmungsausschlag α_t

ausgeglichen werden, und der Abwind des Flügelsystems verlangt die

Abwindkorrektur α_q

so daß die Winkelbeziehung besteht

$$\alpha_h = \alpha - \alpha_t - \alpha_q \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

und als Stabilitätsmaß

$$\mu_{st} = 1 - \frac{d\alpha_t}{d\alpha} - \frac{d\alpha_q}{d\alpha} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (6)$$

liefert, worin zum besseren, schnellen Verständnis vorübergehend $\alpha_q = 0$ gesetzt werden kann.

2. Der Trimmungsausschlag. Die bekanntlich aus c_a und c_w (und ev. auch aus dem Luftwiderstand des Flugzeuges) errechenbare Resultierende c_r des Luftdruckes greift im Abstande $\tau \cdot t$ vom Schwerpunkte an und erzeugt das Moment

$$c_r \cdot \tau \cdot t \cdot F \cdot q = c_t \cdot t \cdot F \cdot q$$

in welchem $c_r \cdot \tau$ gleich einer Momentenzahl c_τ gesetzt ist und welches durch das Leitwerkmoment

$$c_h \cdot F_h \cdot l \cdot q \cdot \alpha_t$$

aufgehoben wird, so daß der das Flügelmoment ausgleichende Trimmungsausschlag des Höhenruders in der eleganten Form

$$\alpha_t = \frac{c_t}{\mu_h} = \frac{\text{Momentenzahl}}{\text{Leitwerkszahl}} \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

gewonnen wird. Dieser Winkel ist also dem Rechteck proportional, das in einem c_r-Bündel aus c_r und τ gebildet werden kann; an Hand dieser graphischen Darstellung läßt sich erfahrungsgemäß die zweckmäßigste Schwerpunktslage leicht übersehen (Abb. 4), da α_t gefunden ist, würde sich bei $\alpha_q = 0$ die α_h-Kurve konstruieren und das Stabilitätsmaß errechnen lassen.

3. Der Stabilitätswert der Tragflächen. Mittels der aus der Definition für μ_{st} notwendigen Bildung

$$\frac{d c_\tau}{d\alpha} = \mu_c \quad \ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

findet man

$$\mu_{st} = 1 - \frac{\mu_c}{\mu_h} = \frac{\mu_h - \mu_c}{\mu_h}$$

und als vorläufige Stabilitätsbedingung die Ungleichung

$$\mu_h > \mu_c$$

die vom Höhenleitwerk verlangt, daß die Leitwerkszahl für alle Fluglagen größer als der (In) Stabilitätswert μ_c der Tragflügel sein muß, wobei natürlich in bekannter Weise über die Vorzeichen richtig verfügt sein muß.

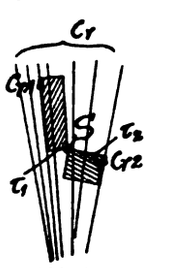


Abb. 4.

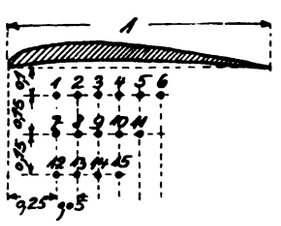


Abb. 5.

Diese außerordentlich wertvolle Eigenschaftsziffer des Tragflügelsystems muß selbstverständlich immer auf einen eingetragenen (fixen) Schwerpunkt bezogen werden und ändert sich mit jedem c_r-Strahl. Zweckmäßig kann man deshalb ein Netz von Schwerpunkten vorsehen (Abb. 5) und für diese die Tragflügelstabilitätswerte μ_o ausrechnen, was in Abb. 6 für das Profil vom Ru C I und in Abb. 7 für das Junkers-Profil (Nr. 256) längs der Profilsehne 0—0 geschehen ist. Man sieht recht deutlich den geringen Einfluß der Profilform, wohl aber getreu mit der Erfahrung den

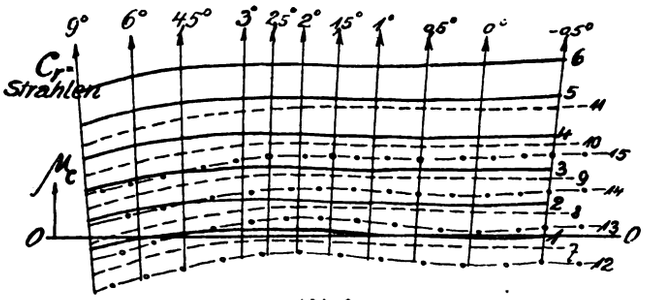


Abb. 6.

großen Einfluß der Schwerpunktslage in der Flugrichtung. Diese zweifellos sehr anschaulichen Linienblätter lassen erkennen, daß die Tragflügelstabilität allein keine Überraschungen befürchten läßt.

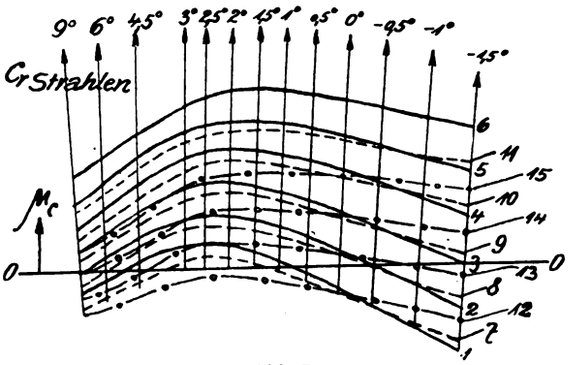


Abb. 7.

4. Die Abwindkorrektur. Aus der Strömungstheorie wird abgeleitet, daß der Abwind unter dem Winkel

$$\alpha_q = c_q \cdot c_a$$

abströmt, worin für den Zahlenfaktor ungefähr

$$c_q = 3 \div 4$$

zu setzen ist, infolgedessen lautet die vorgeschriebene Ableitung

$$\frac{d\alpha_q}{d\alpha} = c_q \cdot \frac{d c_a}{d\alpha} = \mu_q \quad \ldots\ldots\ldots \quad (10)$$

und da für einen sehr großen v-Bereich c_a sich mit α linear bewegt, so kann man auch

$$\frac{d c_a}{d\alpha} = 0{,}07 \div 0{,}08$$

und mithin

$$\mu_q = 0{,}2 \div 0{,}3$$

annehmen, oder allerdings im Bedarfsfalle genauer ausrechnen.

III. Statische Stabilität.

1. Das stabilisierende Moment. Die Mechanik fordert zur Sicherung statischer Stabilität eines Gleichgewichtszustandes, daß die bekannte Ungleichung

$$\frac{d M}{d\alpha} > 0$$

besteht, worin unter M die Summe aller angreifenden Momente verstanden und deshalb, von Tragflügel und Leitwerk herrührend als

$$M = M(\alpha) + M(\alpha_h)$$

angeschrieben werden kann. Die Differentiation liefert

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = \frac{\partial M(\alpha)}{\partial \alpha} + \frac{\partial (M \alpha_h)}{\partial \alpha_h} \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}$$

wobei noch zu beachten ist, daß die Differentiation nur partiell zu nehmen ist, α_t ist also als konstant anzusehen. Erinnert man sich der früheren Umformungen, so kann man obigen Differentialquotienten in

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = q \cdot t \cdot F \left(\mu_c + \mu_h \cdot \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} \right) \quad \ldots\ldots \quad (11)$$

Digitized by Google

überführen, und da man für

$$\mu_c = -\mu_h \cdot \frac{d\alpha_t}{d\alpha}$$

schreiben kann, so findet man als Fortsetzung der Entwicklung

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = q \cdot t \cdot F \cdot \mu_h \cdot \left(-\frac{d\alpha_t}{d\alpha} + \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}\right)$$

Hierin ist aber der Klammerwert der totale Differentialquotient

$$\frac{d\alpha_h}{d\alpha}, \text{ also } \mu_{st},$$

und man findet als stabilisierendes Moment die elegante Form

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = q \cdot t \cdot F \cdot \mu_h \cdot \mu_{st} \quad \ldots\ldots (12)$$

In außerordentlich bemerkenswerter Weise tritt hier das eingangs aus allgemeinen Betrachtungen abgeleitete Stabilitätsmaß μ_{st} multiplikativ ganz seiner hohen Bedeutung entsprechend auf.

2. Der Stabilitätsarm. Trotz des klaren Aufbaus der Stabilitätsbedingung reicht sie zu einer befriedigenden Anschaulichkeit noch nicht aus; mit Hilfe von c_a läßt sich das Flugzeuggewicht gerade im richtigen Augenblick als

$$G = q \cdot F \cdot c_a$$

einführen und die Bedingung umformen in

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = G \cdot \frac{t}{c_a} \cdot \mu_h \cdot \mu_{st} \quad \ldots\ldots (13)$$

Klar liegt auf der Hand, daß neben G der andere Teil eine Länge sein muß, deren volle Bedeutung jedermann sofort einleuchtend ist: diese Länge hat ein Recht

$$\text{Stabilitätsarm } l_{st} = t \cdot \frac{\mu_h}{c_a} \cdot \mu_{st} \quad \ldots\ldots (14)$$

genannt zu werden und der Stabilitätsbedingung die beliebte Form zu geben

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = G \cdot l_{st} \qquad l_{st} > 0 \quad \ldots\ldots (15)$$

(also gleich Gewicht mal Stabilitätsarm); die Wirkung dieses Moments ist dieselbe, als ob das Flugzeug (im Fluge!) an diesem Arm pendelnd aufgehängt wäre. Dieser Aufhängepunkt ist also Metazentrum und der Stabilitätsarm metazentrische Höhe; die sich hieraus ergebende Fülle von Folgerungen sei übergangen. Natürlich muß hierbei μ_h wegen Winkelmaß 57,3 mal größer als aus Gleichung 3 erhalten, eingesetzt werden. Für Vergleiche muß auch der Stabilitätsarm von der Flugzeuggröße unabhängig gemacht werden, wodurch der

relative Stabilitätsarm

entsteht und in der einfachen Darstellung

$$\left(\frac{l_{st}}{t}\right) = \frac{\mu_h \cdot \mu_{st}}{c_a} = \mu_{st} \cdot \mu_h' \quad \ldots\ldots (16)$$

sich als Produkt aus Stabilitätsmaß und Wirkungsfaktor des Leitwerks zu erkennen gibt.

3. Das Stabilitätsdiagramm. Ein vollständiges Bild der Stabilitätsverhältnisse kann man sich an Hand eines Beispiels verschaffen, wie dies in Abb. 8 für den Typ AEG C IV geschehen ist. Die Leitwerkziffer beträgt $\mu_h = 0{,}010$ und das Stabilitätsmaß variiert zwischen 0,47 bei geringer und 0,10 bei hoher Geschwindigkeit. Dementsprechend beträgt der Stabilitätsarm 0,49 m bei geringer und 0,95 m bei hoher Geschwindigkeit.

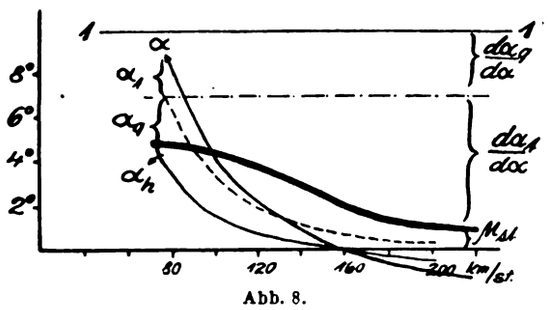


Abb. 8.

IV. Dynamische Stabilität.

Einen Schritt weitergehend, betrachte man zwei Gleichgewichtszustände und frage nach der Zeit, die verbraucht wird, wenn das Flugzeug aus dem einen in den anderen Zustand übergehen soll. Hierbei ändert sich so ziemlich alles, man wird also wiederum schrittweise vorgehen und das Wichtigste herausarbeiten und deshalb mit dem Allereinfachsten beginnen. Man lasse das stabilisierende Moment an der Flugzeugmasse mit dem Trägheitsarm l_t eine reine Schwingung ohne Dämpfung ausführen, die Schwingungszeit führt neben dem Zahlenfaktor 2π das

$$\text{Zeitmaß } \frac{l_t}{\sqrt{g \cdot l_{st}}}$$

das vorteilhaft in zwei Bestandteile

$$\frac{l_t}{\sqrt{l_{st} \cdot t}} \cdot \sqrt{\frac{t}{g}}$$

zerlegt werden kann, damit »Konstruktions-« und »Größeneinfluß« trennend. Beispielsweise beträgt das Zeitmaß für das oben ausgerechnete Beispiel bei geringer Geschwindigkeit 0,45 s, bei großer 0,32 s.

Durch diese Zeilen sollte angedeutet werden, wie durch ständiges, schrittweises Erweitern des Aufgabenkreises schließlich die letzten Fragen dynamischer Stabilität beantwortet werden können.

Übersichtskarte der für das Luftfahrwesen wichtigen Anlagen Mittel-Europas.

Von A. Baeumker.

Im Verlage des Reichsamts für Landesaufnahme, Kartographische Abteilung, ist eine »Übersichtskarte der für das Luftfahrwesen wichtigen Anlagen Mittel-Europas« erschienen. Die Karte stellt eines der Ergebnisse einer auf Veranlassung der WGL unter Beteiligung einschlägiger Fachkreise veranstalteten Sitzungsreihe im Reichsamt für Landesaufnahme dar. Die Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen des Reichsverkehrsministeriums hat den Auftrag erteilt. Die Karte ist für den Gebrauch der Bodenorganisation der Luftfahrt bestimmt. Ihr Maßstab (1:2000000) gestattet eine Benutzung im Luftfahrzeug nicht. Entsprechend dieser Bestimmung gibt der Kartengrundriß die Anschlußländer des deutschen Luftverkehrs wieder. Kartengrundrisse gleichen Formats, die dieser Anforderung entsprechen, lagen in solcher Handlichkeit bisher noch nicht vor. Entsprechend ihrer Zweckbestimmung gibt die Karte die Fluß-Systeme nebst Meere, die Geländeform (Bodenerhebung) und das gesamte Bahnnetz mit größeren Ortschaften wieder. Aus der Gesamtheit dieser Angaben sind durch auffälligen Rotdruck alle die Luftfahrt betreffenden Informationen hervorgehoben. Hierzu gehören Notlandeplätze, politische Grenzen mit den von den einzelnen Ländern festgelegten, in die Luft hereinreichenden Besonderheiten wie Sperrgebiete, Einflugstellen. Ferner ist die Befeuerung der Gewässer wiedergegeben. Besondere Kennzeichen für Gefahrzonen sind getroffen. Ein besonderes alphabetisches Verzeichnis der Flug- und Landeplätze ist der Karte angefügt. Die Arbeit stellt zweifellos eine wertvolle Bereicherung der Maßnahmen zur Luftfahrtorganisation dar. Für die Unterstützung der Luftfahrt muß bei dieser Gelegenheit dem Reichsverkehrsministerium, Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen, und dem Reichsamt für Landesaufnahme, Kartographische Abteilung, gedankt werden. Vom kartographischen Gesichtspunkte würde vielleicht die Darstellung der Geländeform in schwachbrauner Farbe die Sinnfälligkeit des Kartenbildes erhöhen. Da Bahnen und Ortschaften bereits in der vorliegenden Karte in Grau gedruckt sind, entsteht durch das Hinzutreten der grauen Schummerung ein etwas eintöniges Bild. Die Deutlichkeit der Luftfahrtinformationen als wichtigster Inhalt der Karte wird bei vorsichtiger Auswahl einer derartigen braunen Farbe für die Geländedarstellung nicht wesentlich leiden. Eine Ergänzung des alphabetischen Verzeichnisses der Flug- und Landeplätze durch Aufnahme von Angaben über die Besitzverhältnisse der Flugplätze scheint für eine neue Auflage empfehlenswert. Unterlagen sind, wie wir hierzu verspätet erfahren, beim »Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller« vorhanden. Das Maß der zur Verfügung stehenden Nachrichten über die Luftfahrteinrichtungen der Deutschland benachbarten Länder ist scheinbar sehr verschieden, entsprechend der jeweiligen politischen Einstellung der einzelnen Länder zum Reich. Die sehr geringe Zahl der in Frankreich, Polen und Tschechien angegebenen Flughäfen und Notlandegelegenheiten entsprechen aber auch im vorliegenden Falle wohl nicht dem tatsächlich in Deutschland bereits bekannten Nachrichtenmaterial. Eine Überarbeitung der Karte in dieser Hin-

Digitized by Google

sicht für neue Auflagen kann daher empfohlen werden. Es ist hervorzuheben, daß diese Arbeit selbstverständlich nicht vom Reichsamt für Landesaufnahme zu leisten ist, sondern daß sie vielmehr in den Aufgabenkreis der deutschen Luftfahrt selbst fällt. Bei Zusammenwirken zwischen Reichsverkehrsministerium, Abteilung Luft- und Kraftfahrwesen, dem Verein Flug und Hafen und anderen Organisationen kann hier gewiß noch manches geleistet werden. Der Preis der Karte beträgt M. 3 × Schlüsselzahl des deutschen Buchhandels. Der Vertrieb erfolgt durch den Verein »Flug und Hafen«, Berlin W 35, Blumeshof 17.

Berichtigung.

Verspannung: Bezugnehmend auf die in dem Heft dieser Zeitschrift v. 26. I. 1923 auf S. 5 in der Abb. 13 veranschaulichte und mit ihren Vorteilen als neu hingestellte Verspannung weist uns Herr Dipl.-Ing. Joachimczyk darauf hin, daß von ihm eine derartige Spannvorrichtung schon im Jahre 1911 zum gesetzlichen Schutz angemeldet worden war. Der Schutzanspruch des unter Nr. 490112 erteilten Schutzes lautet wörtlich: »Drahtspannvorrichtung dadurch gekennzeichnet, daß der an den Enden mit Gewinde versehene Draht mittels Nippel und Gegenmutter mit einer Lasche in Verbindung steht, die ihrerseits mit der zu verspannenden Konstruktion verbunden ist. Diese Verbindung kann derartig sein, daß sich die Lasche in der Richtung des Drahtzuges einstellen kann. Durch Drehen des Nippels wird der Draht gespannt, durch Gegendrehen der Gegenmutter ein Nachlassen der erzeugten Spannung verhindert. Der besondere Vorzug der Vorrichtung ist ihre Unnachgiebigkeit bei großer Einfachheit und allgemeiner leichter Anbringbarkeit.«

Bücherbesprechung.

Aerodynamik. Von Prof. Dr. Richard Fuchs in Berlin-Halensee und Prof. Dr. Ludwig Hopf in Aachen. Gr. 8°. VIII und 466 S. Mit 285 Abbildungen im Text. — (Handbuch der Flugzeugkunde, unter Mitwirkung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen, herausgegeben von F. Wagenführ, Oberstleutnant a. D., vormals Major und Kommandeur der Flugzeugmeisterei, Band II.) Berlin W 62, 1922, Verlag von Richard Carl Schmidt & Co. Grundpreis gebunden M. 25.

Wer eine Erbschaft antritt, ist da überrascht, dort enttäuscht; dies ist ihm nicht genug, jenes kann er gerade nicht gebrauchen.

So geht es auch dem Leser, der dies »Vermächtnis« der Flugzeugmeisterei, das »Handbuch der Flugzeugkunde«, als lachender Erbe, aber voll aufrichtiger Trauer über dahingesunkene Größe, in die Hand nimmt. Den Band »Aerodynamik« wird mancher gar nicht aufschlagen wollen. Denn unter diesem ungelenken Namen, den selbst mancher »Ärodynamiker« nicht richtig sprechen und schreiben kann, versteht man ja — nicht etwa die Mechanik zusammendrückbarer Flüssigkeiten, sondern — die Hydrodynamik und Kinetik des Flugzeuges, also die flugtechnische Theorie. Die ist denn auch in diesem Buche reichlich vertreten.

Aber der Flugzeugbauer, der deshalb ehrfürchtig oder mißachtend daran vorbeigeht, beraubt sich eines wertvollen Hilfsmittels: Enthält doch der zweite Teil: »Die Bewegung des Flugzeuges«, in einem prachtvollen Abriß der Flugzeugmechanik, vom Kräfte- und Momentengleichgewicht im geraden Flug bis zur Längs- und Seitenstabilität, eine Fülle von Zahlenunterlagen, Zahlentafeln, Rechenhilfen, Faustformeln und Beispielen für Gewichts- und Stabilitätsberechnungen.

Was unmittelbar für die praktische Anwendung am Konstruktionstisch bestimmt ist, hätte vielleicht noch mehr heraus- oder zusammengestellt werden können. Doch sind die Ableitungen meist so klar und anschaulich, daß auch der mathematisch ungeschulte Leser Vorteil davon haben wird, während der Fachmann häufig erfreut ist über die Art, wie die verwickelten Zusammenhänge zergliedert und gewendet werden, daß man sie leicht durchschaut.

Der gewaltigen Rechen- und Sammlungsarbeit, die in Formeln und Beispielen steckt, wird man gelegentliche Unvollständigkeit der Literaturangaben und der Beschriftung in den Zeichnungen, die häufig etwas klein ausgefallen ist, ebenso verzeihen, wie diesen und jenen Mangel im Text und selbst die störenden Fehler in manchen Formeln. Das gilt auch für den ersten Teil: »Die Luftkräfte«, der von den Ergebnissen der klassischen Hydrodynamik ausgeht und den Zirkulationsauftrieb des unendlich breiten Tragflügels, den Randwiderstand bei endlicher Spannweite, die gegenseitige Beeinflussung in Mehrdeckern, weiter die Theorie des Widerstandes auf Grund der Wirbelablösung eingehend dargestellt, im Anschluß daran zahlreiche Meßergebnisse und »das wichtigste über Luftschraubenkräfte« bringt.

Dieser erste Teil zeigt ein ganz anderes, mehr mathematisches Gesicht; das geht schon aus den Überschriften der Paragraphen, wie »§ 1. Einführung der Funktionstheorie«, »§ 3. Konforme Abbildung«, hervor. Der Berichter, der die klaren Arbeiten der Göttinger Schule, das leichtverständliche Buch von Pröll[1]) und die in sich geschlossene Darstellung von Grammel[2]) zu frisch im Gedächtnis hat, um unbefangen an diese neue flugtechnische Hydrodynamik heranzutreten, möchte nicht bestreiten, wohl aber bezweifeln, daß dieser Mittelweg zwischen strenger, ausführlicher Ableitung und Darstellung von Rechenergebnissen einer größeren Zahl von Lesern zusagen wird. So können Vektorformeln als Brücken zu neuen Ergebnissen dienen; werden sie nur als Kurzschrift für Ergebnisse der Koordinatenrechnung benutzt, so sind sie Schranken, über die der Leser stolpert. —

Auf weitere Einzelheiten einzugehen, verbietet die Achtung vor dem Ganzen: Lange Kapitel voll eigener Forschungsarbeit, die zum Teil unter schwierigsten äußeren Umständen, inmitten des Heerlagers der Flugzeugmeisterei, geleistet wurde; überall eigenes Urteil und Kritik, vor allem zwischen den Zeilen, wie der Eingeweihte schmunzelnd feststellt; ein Erbstück der Wissenschaft in der Heeresfliegerei, förderlich für den Schüler und Lehrer, den Rechner und Gestalter in der Flugtechnik.

Everling.

Rendiconti dell' Istituto sperimentale aeronautico. Jahrg. 10, 2. Reihe, Hefte 3 und 4 nebst Bandtitel. S. I bis IV und 107 bis 262, worin 11 Tafeln bzw. S. 263 bis 297 und 95 bis 112. Rom 1922, Tipografia del Senato. Gr. 8°.

Die Schlußhefte des 10. Jahrganges dieser Berichte der Italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt (s. ZFM 13, Heft 17 vom 15. September 1922, S. 242 bis 243) enthalten einen Nachruf für den im Juli 1922, erst 28 jährig, verstorbenen Hauptmann Augusto Rota, mit einem Verzeichnis seiner 18 Arbeiten über Flugzeugmechanik — Steigfähigkeit, Stabilität, Wirtschaftlichkeit — und Flugzeugfestigkeit — Bausicherheit, Entwurf, Prüfung, Trägerberechnung — vom Anstaltsdirektor Verduzio.

Eine umfangreiche Arbeit von Pistolesi, Die Treibschrauben und die jüngsten Erfolge der Strömungslehre (I propulsori elicoidali e i recenti progressi dell' aerodinamica, saggio di una teoria delle eliche) berichtet im wesentlichen über die Arbeiten der Göttinger Schule auf Grund der Wirbelbänder, mit Zahlenbeispielen und Versuchsergebnissen.

Im andern Heft finden sich vier Aufsätze:

Verduzio, Deutung der hydrodynamischen Versuche über die Bedingungen für das Abfliegen von Wasserflugzeugen (Interpretazione delle esperienze idrodinamiche per la determinazione delle caratteristiche della partenza degli idrovolanti); Rota †, Momentenausgleich (Calcoli di equilibrio e di stabilità), mit Faustformeln zur Berechnung; Rota †, Günstigste Lage veränderlicher Lasten für Momentenausgleich und Längsstabilität (Sulla posizione più conveniente dei carichi variabili dal punto di vista dell' equilibrio e della stabilità longitudinale), für verschiedene Größenordnung der »virtuellen Exzentrizität« (der Schraubenachse) und der Stabilitätszahl; Gallo und Corelli, Einwirkung von Dimethyl-Glyoxim auf Eisenoxyd- und -oxydulsalze (Reazioni della dimetil-gliossima sopra i sali ferrici e ferrosi).

Ein Anhang gibt Besprechungen hauptsächlich deutscher Arbeiten, darunter des Meinungsaustausches von Müller-Breslau und Ratzersdorfer aus der ZFM 1920 über die zeichnerische Lösung der Knickbiegungs-Aufgabe, der Bücher bzw. ZFM-Aufsätze von Bennewitz, Bader, Georgii, Noltenius, ferner eines Buches von Volterra, eines Vortrages von Gallo über Flugzeugstähle und der Vorlesungen von Rota über Flugzeugkunde und Stabilität. Ev.

[1]) »Flugtechnik«; Besprechung siehe ZFM 11, Heft 5, S. 73 bis 74, 1920.

[2]) »Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges«; Besprechung siehe ZFM 8, Heft 15/16, S. 131, 1917.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. April: 2500.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde. Unter dieser Firma hat der bekannte deutsche Flugzeugkonstrukteur, Ing. Ernst Heinkel, kürzlich eine eigene Flugzeugwerft handelsgerichtlich eintragen lassen, die sich mit Herstellung und Vertrieb aller Arten von Land- und Wasser-, Sport- oder Verkehrsflugzeugen befaßt.

Die Ernst Heinkel-Flugzeugwerke werden noch im Laufe dieses Monats ihren ersten Typ herausbringen.

Rhön-Segelflug 1923. Wer am Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 teilnehmen will, setze alles daran, mit seinen Vorbereitungen rechtzeitig fertig zu werden! Schon im vorigen Jahre waren alle, die zu spät kamen, im Nachteil; immerhin wurden Zulassungsprüfungen noch bis in die allerletzten Tage abgehalten. In diesem Jahr finden Zulassungsprüfungen für den Vorwettbewerb nur vom 2. bis 7. August, für den Hauptwettbewerb nur vom 16. bis 21. August statt. Diese Fristen sollen nicht verlängert werden. Wer also bis dahin nicht fertig ist, kann am Wettbewerb nicht teilnehmen.

Sonderbericht.

Göteborger Ausstellung. Für die Internationale Luftfahrt-Ausstellung in Göteborg 1923 haben deutscherseits bisher folgende Firmen Anmeldungen eingereicht: Albatros, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Bahnbedarf, A.-G., Darmstadt, Baumann & Lederer, A.-G., Kassel, Bäumer Aero, G. m. b. H., Hamburg, Dornier, Metallbauten-G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Junkers-Werke, Dessau, Stahlwerk Mark, Abt. Breslau, Steffen & Heymann, Berlin W 50, Telefunken-G. m. b. H., Berlin SW 11, Udet-Flugzeugbau-G. m. b. H., München-Ramersdorf. Weitere Anmeldungen stehen noch in Aussicht. Ausgestellt werden: Verkehrs-, Sport-, Segelflugzeuge, Motore, Flugzeugzelte, Fallschirme, Propeller, Instrumente, optische Geräte usw. Ferner haben folgende französische Firmen ihre Beteiligung zugesagt: Henry Potez, Caudron, Société Nieuport-Astra, Hanriot, Liore et Olivier, Radio-Électrique, Société des Établissements Aera et Precision Moderne, Louis Bréguet, Hispano-Suiza, Pierre Levasseur, P. Ratier. Fokker hat sich auch gemeldet; Amerika und die Tschechoslowakei werden ebenfalls vertreten sein.

Sonderbericht.

Deutschland.

Die Gründung der Aero-Lloyd A.-G. ist kürzlich erfolgt. Die Gesellschaft (Kapital M. 100000000) vereinigt in sich die Deutsche Luft-Reederei und den Lloyd-Luftdienst, um auf diese Weise eine größtmögliche Wirtschaftlichkeit der Betriebe sicherzustellen. Vorsitzender des Aufsichtsrates Reichsminister a. D. v. Raumer, stellvertretende Vorsitzende Direktor Ritter, Hamburg-Amerika-Linie und Geheimrat Stimming, Norddeutscher Lloyd. **23/8. 5.**

Die Verwendung des Tempelhofer Feldes als Flughafen ist zum erstenmal anläßlich der Leipziger Messeflüge (4. bis 10. März 1923), die von Junkers-Luftverkehr ausgeführt wurden, erfolgt. Vorgesehen waren täglich 4 Fluge in jeder Richtung. Die Mitnahme von Post erfolgte zu den üblichen Tarifen. Außerdem wurden von Junkers Sternflüge von einer großen Anzahl deutscher und ausländischer Städte zur Leipziger Messe ausgeführt und Sonderflüge vom Flughafen Leipzig-Mockau aus unternommen.

Flugplan.

8.15	10.00	1.00	3.30	ab	Berlin	an	11.30	2.00	4.30	6.45
9.45	11.30	2.30	5.30	an	Leipzig	ab	10.00	12.30	3.00	5.15

23/9. 3.

Frankreich.

Ein französischer Luftverkehr mit dem besetzten Rheinland wird demnächst mit viersitzigen Limousinen- und Goliathflugzeugen für 10 bis 12 Fluggäste eingerichtet werden. In Aussicht genommen sind die Linien Mainz—Paris, Mainz—Cherbourg, Mainz—Straßburg—Lyon und Mainz—Cöln. (Ephémerides de l'Aéronautique, Februar 23.) **23/11. 4.**

Vereinigte Staaten von Nordamerika.

Ein Bericht über die amerikanische Marineluftfahrt wurde von Admiral Moffet an den Kongreß erstattet. Hiernach belief sich die Personalstärke am 1. Juli 1922 auf:

Offiziere	595
Mannschaften	4631

Die Leistungen im abgelaufenen Betriebsjahr betrugen:

Flüge	49184
Flugstunden	39346

Während des Berichtsjahres wurden folgende Flugzeuge erworben:

Von amerikanischen Zivilherstellern	37
aus Marinewerkstätten	52
» Militärwerkstätten	204
» dem Ausland	17

Ein Marineflugzeugwerk wurde hauptsächlich zu Reparaturzwecken geschaffen. Verschiedene Neukonstruktionen und Normaltypen wurden geprüft. Seit Kriegsbeendigung wird besonderes Augenmerk auf die Konstruktion von Schiffsflugzeugen verwandt. Zwei Schlachtkreuzer wurden zu Flugzeugmutterschiffen umgebaut, alle anderen Schlachtschiffe erhalten ein Katapult und eine Landefläche.

Der Versuchsdienst befaßt sich hauptsächlich mit Metallkonstruktionen, Konstruktion einer Jagdbauart, eines Wasserlandflugzeugs, von Katapulten und Landevorrichtungen auf Schiffen sowie mit der Leistung von Flugzeugen und dem Handley-Page-Flügel. (Ephémerides de l'Aéronautique, Februar 1923.) **23/11. 8.**

Venezuela.

Die Luftfahrt in Venezuela ist bisher auf wenige Vergnügungs- und Schauflüge beschränkt gewesen; ein regelmäßiger Verkehr wurde noch nicht eingerichtet. Die von der venezolanischen Regierung bezahlte französische Flugmission besteht aus 3 Offizieren und 2 Mechanikern mit 6 Caudron G 3 und 2 Farman-Landflugzeugen sowie 4 Caudron-Seeflugzeugen. Bis jetzt wurden 12 Flugzeugführer ausgebildet. Ein Flughafen, der mit 2 Offizieren und 63 Mann besetzt ist, befindet sich in Maracaibo. Die venezolanische Regierung ist bestrebt, das Zivilflugwesen zu fördern und beabsichtigt im nächsten Frühjahr Versuchslinien einzurichten. **23/10. 23.**

Spanien.

Der Luftdienst Sevilla—Larache von der Compania Espanola de Trafico Aereo arbeitet gleichfalls mit ausländischen Maschinen, worunter englische de Havilland- und deutsche Dornier-Flugzeuge vertreten sind. Die Staatssubvention je Flugtag beträgt auf dieser Strecke 3000 Pts., so daß die Gesellschaft einen bedeutenden Reingewinn erzielen konnte. **23/9. 6.**

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Fluggeschwindigkeiten von Vögeln. — Aviation, Bd. 14, Nr. 2, 8. Jan. 1923, S. 49 (10 Zl., ohne Abb.).

Der biologische Überwachungsdienst des Landwirtschaftsministeriums hat folgende Fluggeschwindigkeiten beobachtet: einzelne Falken-Arten bis 218 km/h; die Kanavasente 95 bis 110 km/h; die gemeine Taube bis 110 km/h, meist langsamer; einige nordische Enten 110 bis 150 km/h. Am langsamsten fliegt die Krähe: 48 km/h. K. **23/9. 8.**

Flugerfahrung. Nicht trudelnde Flugzeuge (Non-Spinnable Airplanes). — Zuschrift von Temple N. Joyce, Aviation, Bd. 13, Nr. 7, 14. Aug. 1922, S. 192 (½ Sp., o. Abb.).

Der Morane-Saulnier »AR«-Eindecker mit gewölbten Flügeln (Schulflugzeug) und 80 PS-Le Rhône-Umlaufmotor trudelt nicht. W. **23/9. 9.**

Flugzeugbau. Fortschritte der Luftfahrtforschung (The Progress of Research and Experiment). — W. Geoffrey H. Salmond, Vortrag auf der dritten Londoner Luftfahrtkonferenz, The Aeroplane, Bd. 24, Nr. 6, 7. Febr. 1923, S. 93/98 (7 Sp., o. Abb.).

Oberleitung der Luftfahrtforschung beim Air Ministry, das durch den Forschungsausschuß für Luftfahrt (Aeronautical Research Committee, A. R. C.) beraten wird. Letzterer unterstützt durch die Physikalische Reichsanstalt (National Physical Laboratory, N. P. L.) und zahlreiche Wissenschaftler sowie durch Hochschulen und beratende Ingenieure. Untersuchungen werden durch die Kgl. Flugzeugwerft (Royal Aircraft Establishment, R. A. E.) in Farnborough und durch verschiedene Versuchsabteilungen, wie die Flugzeug-Versuchsabteilung (Aircraft Experimental Establishment, A. E. E.) in Martlesham und die Marine-Ausrüstungs-Versuchsabteilung (Marine and Armament Experimental Establishment M. A. E. E.) in Isle of Grain ausgeführt. Ferner die Vereinigung der Flugzeug- und Flugmotorenkonstrukteure (Aircraft and Aero-Engine Constructors).

Die Fragen des Flugzeugentwurfs können in drei Gruppen getrennt werden:

1. Jagdeinsitzer (Höhenflugzeug),
2. Arbeitsflugzeug einschließlich des Wasserlandflugzeuges, des Flugbootes, des Aufklärungsflugzeuges usw.,
3. Verkehrsflugzeug zusammen mit dem Nachtbomben-, dem Truppentransport- und dem Krankenflugzeug.

Baufestigkeit jetzt vierfache Last bei Verkehrs- und siebenfache bei Militärflugzeugen.

Flugmotoren. Schweröldieselmotoren versprechen Steigerung der Wirtschaftlichkeit; gegenwärtig entfällt noch die Hälfte der Betriebsunkosten auf den Brennstoff. Für Verkehrszwecke stärkere Motoren als 400 bis 450 PS kaum benötigt. Wechselgetriebe der Motoren in Verbindung mit Verstellluftschraube für Verkehrsflugzeuge zur Erleichterung des Starts erwünscht. Gegenwärtig Versuche mit einem umgekehrten Napier-»Lion«-Motor (hängende Zylinder). Versuche über die Belastung von Schubstangenlagern auf Kurbelwellen. Ein Einzylinder-Diesel-Prüfmotor der R. A. E. gab bei unmittelbarer Brennöleinspritzung bei 1000 Umdr./min einen mittleren Verbrennungsdruck von 7,8 kg/cm³ und einen Brennölverbrauch von 188 g/PSh, d. h. nur 1/9 der Benzinkosten. Versuche mit dem Dieselprinzip macht auch Beardmore, um danach einen Sechszylinder-Reihenmotor zu bauen. Beim R. A. E.-Dieselmotor steht das Öl unter einem Druck von 21 bis 28 kg/cm² und wird durch ein gesteuertes Ventil eingelassen; bei Beardmore ist eine Einspritz-Brennölpumpe vorgesehen. Diese Motorart wird besser nicht als »Dieselmotor«, sondern als »Verdichtungszündungsmotor« (»Compression ignition engine«) bezeichnet, im Gegensatz zu den elektrisch gezündeten Motoren.

Untersuchung von Motoren im Fluge durch den elektrischen Luftstrommesser nach Callendar (Callendar Electric Air Flowmeter, vgl. 21/28. 60) ermöglicht. Dieser wird am Luftansaugrohr angebracht und mißt das angesaugte Luftgewicht. Gerät am Siddeley-»Puma«-Motor auf dem Prüfstande und im D. H. 9-Doppeldecker erprobt, zeigte, daß der Luftverbrauch der indizierten Leistung verhältig ist und bei Höhenflügen von der Luftdichte abhängt. Gemeinsamer Zündmagnet für alle Motoren und alle Betriebsbedingungen angestrebt.

Flugzeuge. Großer Geschwindigkeitsbereich wird angestrebt. Der Gloucestershire »Bamel«-Renndoppeldecker (vgl. 22/9. 19) besitzt ein Lastvielfaches von sechs. Der Steuerung bei geringen Geschwindigkeiten wird volle Beachtung geschenkt. Am besten sind sehr große Ruder. Verbesserte Quersteuerungen ergaben geringere Vorzüge. Versprechend ist auch die Differential-Quersteuerung von Hagg und De Havilland (vgl. 22/9. 16). Angestrebt werden verbesserte Ruderwirkung und Gleichgewichtshaltung.

Im Versuch ist eine hydraulische Rudermaschine für alle drei Ruder eines großen Seeflugzeuges. Diese läßt das Gefühl im Steuer nicht vermissen und hat im Modell bisher voll befriedigt.

Flug- und Windkanalversuche haben die Verhältnisse am normalen Doppeldecker voll geklärt und sollen jetzt auf dicke Flügel und Düsenflügel ausgedehnt werden. Entworfen sind Meßgeräte, die die Leistungsprüfung von atmosphärischen Störungen unabhängig machen.

Luftschrauben. Dicht hintereinander angeordnete Luftschrauben (Gegenlaufschrauben) gegenwärtig im Standversuch. Versuche mit Hubschrauben fortgesetzt. Metallschrauben jetzt soweit geeignet, daß sie Holzschrauben voll ersetzen. Schwierigkeiten bot nur die Herstellung; auch das ist jetzt behoben. Große Luftschrauben müssen abnehmbare Flügel besitzen. Metallschrauben dabei im Vorteil. Metallverstellschrauben im Versuch.

Fahrgestelle. In den Tropen muß Gummi vermieden werden. Daher Versuche mit Ölfahrgestellen. Letzteres ursprünglich mit Stoßdämpfer und Gummifederung, bewährte sich, wurde aber wegen des Gummis verlassen. Vier Fahrgestellarten entwickelt:

1. Ölstoßdämpfer mit auf Druck beanspruchtem Gummi (hat voll befriedigt).
2. Ölstoßdämpfer mit stählerner Druckfeder (zu schwer).
3. Ölstoßdämpfer mit Preßluft (nicht genügend erprobt, erfordert hohe Luftdrucke und stört durch häufige Undichtheiten; er bedingt außerdem am Flugzeug eine Luftdruckpumpe für hohe Drucke).
4. Stahlfederfahrgestell mit Dämpfung.

Federn aus Stahlrohr würden viel am Gewicht sparen lassen. Dringend erforderlich sind neue bessere Schwanzspornkonstruktionen. Untersucht werden Sporne mit Öl- und Stahlfederdämpfung, ferner Metallräder zum Ersatz der Gummibereifung.

Verstellflügel. Arten von Verstellflügeln:

1. Flügel mit einstellbarer Hinterkante,
2. Flügel mit einstellbarer Vorder- und Hinterkante,
3. eigentliche Verstellflügel mit Änderung der Profilwölbung,
4. Düsenflügel mit verstellbaren Schlitzen,
5. Düsenflügel mit einstellbarer Hinterkante.

Der Handley-Page-Düsenflügel hat gezeigt, daß der Auftrieb erheblich gesteigert ist, daß aber auch der Widerstand stark wächst. Man hofft nun, diesen Widerstand verringern zu können.

Flugmessungen mit dem Verstellflügel mit beweglicher Hinterkante zeigten in Martlesham Heath eine Verringerung der Landegeschwindigkeit um 12 vH. Die anderen Verstellflügelarten sind im Versuch.

Metallkonstruktion. Metallflugzeuge dauerhafter und sogar in mittlerer Größe leichter als Holzflugzeuge.

Segelflug. Möglichkeiten des Segelfluges bedeutsam für den Flugunterricht, für den Ersatz von Windkanalmessungen, für die Aerologie usw.

Bordgeräte. Erdinduktionskompaß der Vereinigten Staaten sehr aussichtsreich. Kreiselkompaß für Flugzeuge vorläufig nicht verwendbar. Verfahren zur Messung von Windgeschwindigkeit und Windversetzung für Einsitzerflieger. Flugzeugsextant der R. A. E. bis auf den Einfluß der wagerechten Beschleunigungen einwandfrei.

Landen im Nebel. Akustische Peilung in Croydon im Versuch. Außerdem wird ein Leitkabel rings um den Flugplatz gelegt, um das Landen im Nebel zu erleichtern.

Baustoffe. Studium der Ermüdungserscheinungen planmäßig auf den Hochschulen, bei der N. P. L. und der R. A. E. in Angriff genommen. Feststellen der Arbeitsfestigkeit von Ventilfedern. W. **23/11. 10.**

Digitized by Google

Flugzeugbau. Seeflugzeuge (Seaplanes). — C. R. Fairey, Vortrag auf der dritten Londoner Luftfahrtkonferenz, Flight, Bd. 15, Nr. 6, 8. Febr. 1923, S. 76/79 (6½ Sp., 1 Zahlt., o. Abb.).

Behandelt vorwiegend Schwimmerflugzeuge.

Seefähigkeit: Muß sowohl im Treiben als auch bei laufendem Motor gefordert werden; beide Forderungen widersprechen sich aber meist. Zweistufenbauart gewährt beim Anwassern Längsstabilität, läßt aber keine genügende Regelung des Startwinkels zu. Einstufenschwimmer gewähren bei der Wasserfahrt keine Stabilität, aber genügende Regelung des Neigungswinkels, daher bei Seegang besser. Gute Längssteuerbarkeit bei Wasserfahrt bei kurzen Einstufenschwimmern mit Heckschwimmer nach dem Abheben des letzteren. Lange Schwimmer neigen dazu, sich in anrollende Seen einzubohren. Für die Wasserfahrt ist die Einstufenbauart vorzuziehen. Beim Treiben läßt ein Heckschwimmer beträchtliche Kräfte in den Rumpf kommen, hier ist die lange Schwimmerbauart von Vorteil. Anwassern beim Einstufenschwimmer besser. Bei Seitenwind ist die Zweischwimmerbauart dem Boot oder dem Einschwimmerflugzeug überlegen. Großer Reserveauftrieb in Haupt- und Stützschwimmern gibt größere Sicherheit, aber mehr Gewicht und Stirnwiderstand. Widerstandsfähigkeit dicht über der Wasseroberfläche liegender Flügel gegen überkommende Seen notwendig, aber schwer zu erreichen; hier versprechen freitragende Metallflügel große Vorteile. Kurshalten bei der Wasserfahrt mit Hilfe von mit dem Seitenruder gekuppelten Wasserrudern leicht zu erreichen, bei Zweischwimmerflugzeugen ohne Heckschwimmer auch ohne Wasserruder gut möglich. Beim Verankern und Einholen sind Flugboote bequemer.

Handhabung: Verfahren zum Aussetzen und Einholen der Seeflugzeuge gegenwärtig jämmerlich. Bewährt sind schwimmende Hallen.

Entwurf: Seeflugzeuge erfordern mit Rücksicht auf die kritische Anwassergeschwindigkeit zur Beschleunigung Luftschrauben, die bei geringen Geschwindigkeiten großen Schraubenzug liefern. Höchstgeschwindigkeit daher verschlechtert. Luftschrauben müssen auch meist mit größerem Durchmesser als bei Landflugzeugen ausgeführt werden, was den Entwurf konstruktiv bedeutend erschwert. Dafür aber auch verbessertes Steigen. Bei Seeflugzeugen wären also Verstelluftschrauben von besonderer Bedeutung; ebenso die gleichzeitige Möglichkeit einer Drehzahländerung des Motors. W. **23/11. 11.**

Flugzeugbau. Technische Fortschritte bei den Flugzeugen des Pulitzer Rennens (Record-Breaking Pulitzer Racers Show Advances in Plane Design). — Archibald Black, Automotive Industries, Bd. 47, Nr. 16, 19. Okt. 1922, S. 755/759 (4½ Sp., 1 Zahlt., 17 Lichtb. von Flugz. und Motoren).

Tragflächenkühler[1]) bei den schnellsten vier Flugzeugen und den Bee-Line-Renneindeckern mit Erfolg versucht; Prinzip bereits mehrere Jahre alt, stammt aus Frankreich (bereits von S. H. Maxim an seinem Dampfmotor-Flugzeug verwendet! D. Ber.), von Curtiss gebrauchsfähig entwickelt. Ein Teil der Flügelhaut besteht dabei aus zwei übereinandergelegten dünnen Messingblechen, von denen das dem Luftstrom ausgesetzte gewellt ist, während das innenliegende glatt bleibt. Zwischen beiden Blechen strömt das Kühlwasser. An Flügelvorderkante und Hinterkante kleine Wassersammler. Flügelober- und Unterseite mit Kühlblechen ausgestattet: das Kühlwasser tritt an der Flügelvorderkante auf der Oberfläche ein und an der Unterseite wieder aus. Luftwiderstand der Tragflächenkühlung praktisch Null. Kühlerart hat sich ausgezeichnet bewährt, scheint aber für Militärflugzeuge infolge ihrer geringen Schußsicherheit wenig geeignet.

Einziehbare Fahrgestelle: An den Bee-Line-Renneindeckern und dem Verville-Sperry-Renneindecker in Gebrauch kam infolge Ausfallens der ersteren Flugzeuge nur bei dem Verville-Sperry-Tiefdecker zur Vorführung. Die Räder werden dabei an den Flügel angeklappt und legen sich in Öffnungen des Flügels. Betätigung der Einziehvorrichtung von Hand, und zwar durch den Führer. Beim Verville-Sperry Gummifederung in den 23 cm Durchm. besitzenden Radnaben; bei den Bee-Line-Rennflugzeugen an den Ansatzpunkten der äußeren Fahrgestellstreben im Flügel. Drahtspeichenräder, beim Verville-Sperry nicht verkleidet.

Flügel: Die vier ersten Flugzeuge hatten dünne Flügelschnitte mit freiliegender Verspannung, erst das fünfte hatte einen dicken Flügel. Starre Flügelbekleidung mit Sperrholz oder Blech bei hohen Geschwindigkeiten vorteilhaft. Spalte zwischen Ruder und Flosse bzw. zwischen Querruder und Flügel sorgfältig mit Blechstreifen oder Gummistreifen verkleidet; Gummistreifen dabei schlecht bewährt.

Motorleistung bei den Rennen von untergeordneter Bedeutung; das Wichtigste ist die Widerstandsverminderung. Die siegenden Flugzeuge waren nur mit 400 PS-Motoren ausgerüstet gegen einige 600 PS-Flugzeuge. Die Loening-Eindecker weniger schnell (274 km/h), scheinen nur für militärische Zwecke bestimmt. Thomas-Morse-Metall-Hochdecker mit 600 PS-Packard sehr neuartig, flog 265 km/h. W. **23/8. 12.**

[1]) Im Gegensatz zu den im Kriege in Deutschland verwendeten Tragflügelkühlern, die einen Teil des Tragflügels selbst und nicht nur, wie hier, der Tragflächen selbst darstellen.

Flugzeugteile. Loening-Querruderbauart (New Type of Flying Control Proves Successful. Demonstration of the Loening Lateral Pressure Equalizer). — Aviation, Bd. 14, Nr. 1, 1. Jan. 1923, S. 13 (1½ Sp., 4 Lichtb.).

Bei sehr schnellen Eindeckern hat es sich gezeigt, daß die Querruder an Wirksamkeit einbüßen. Das ist darauf zurückzuführen, daß bei der Betätigung der Querruder Verdrehkräfte auf den Flügel ausgeübt werden, die die Ruderwirkung aufheben. Um die unvermeidliche Torsion des (freitragenden) Flügels der Steuerung nutzbar zu machen, wird das Ruder nicht wie bisher üblich, in der Flügelhinterkante untergebracht, sondern das Ruder an einer seitlichen Verlängerung der Flügelvorderkante (in Richtung der Spannweite) so angeordnet, daß es ganz vor der Drucklinie des Flügels liegt. Die neue Querrudereinrichtung ist bereits bei der Loening-Luftjacht (Loening-Reiseflugboot, vgl. 22/25. 17) mit Erfolg erprobt worden und erscheint besonders für Eindecker mit tiefen Flügeln geeignet. W. **23/10. 28.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 22844.

1. Der **nächste Flugtechnische Sprechabend** findet am 11. Mai 1923, abends 7 Uhr, im Flugverbandhause statt:

   1. Dr. **Th. Meyer** spricht über »Technisch-Wissenschaftliches Vortragswesen«, mit Lichtbildern.
   2. Ober-Ing. **König** spricht über »Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (von Dr. Schaffran) für die Praxis«, mit Lichtbildern;

2. Die diesjährige **Ordentliche Mitgliederversammlung** findet voraussichtlich Ende September Anfang Oktober in **Berlin** statt. Näheres werden wir an dieser Stelle noch bekanntgeben. Wir bitten jedoch jetzt schon, **Vorträge** für die Versammlung so bald wie möglich unter Einreichung des Manuskriptes hier anzumelden.

3. Unser Vorstandsratsmitglied, Dr.-Ing. **Wilh. Hoff,** wurde zum **außerordentlichen Professor** ernannt.

Er übernimmt vom 1. April ds. Js. den neu gegründeten Lehrstuhl für Luftfahrt an der Technischen Hochschule Berlin und beginnt seine Vorlesungen und Übungen im kommenden Sommersemester. Antrittsvorlesung am 15. Mai, 6 Uhr nachm. Näheres in der Technischen Hochschule.

Prof. Dr.-Ing. Wilh. Hoff bleibt gleichzeitig Vorstand der »Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt-Adlershof«, deren Anlagen auch dem Unterricht an der Technischen Hochschule Berlin zur Verfügung gestellt werden sollen.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering Library
JUN 27 1923

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen
Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

9. u. 10. Heft | **München, 26. Mai 1923** | **14. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch die Werft Seemoos bei Friedrichshafen a. B. und die Aero Union A. G., Berlin NW. VII, Sommerstraße 4

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zu Mark 800.— für den Monat Mai bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). — ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.*** Portokosten dürfen am Bezugspreis nicht in Abzug gebracht werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisuugen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 110.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 80.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Flugstatistik der Deutsch-Russischen Luftverkehrsgesellschaft. Von G. Krupp. S. 69. — **Die bestmögliche Steigzahl.** Von W. Klemperer und Th. Bienen. S. 70. — **Die Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel.** Von G. Lachmann, Göttingen. S. 71.

Berichtigung. S. 79.
Bücherbesbrechungen. S. 79.
Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten. S. 80. II. Technische Nachrichten. S. 82.

Gesucht

6 Flugzeuganlaufräder

resp. Felgen, passend für Flugzeugbereifung 710 × 80, äußerer Felgendurchmesser 554, gleichseitig verspannt, mit innerem Nabendurchmesser 42 mm, Nabenlänge 160. Angebote sind zu richten an (24)

Albatros-Werke A.-G., Berlin-Johannisthal
Flugplatz, Eingang V

Technikum
Bodenbach a. Elbe. Progr. frei!

Spezialehrpläne für Installat. und Heizungs-Ingenieure; Maschinen- und Elektrotechnik, Hoch-, Tief- und Eisenbetonbau, Technische Chemie.

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

Unabhängig vom Fahrplan
schnell, sicher und wirtschaftlich
reisen Sie im eigenen
„FOCKE-WULF“
60 PS Dreisitzer — 10 PS Einsitzer
Kostenanschläge und Auskünfte kostenlos, auch über
Schulflugzeuge
KIRCHHOFF & JUDT, BREMEN
Graf Moltkestraße 54

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

9. u. 10. Heft | 26. Mai 1923 | 14. Jahrgang

Flugstatistik der Deutsch-Russischen Luftverkehrsgesellschaft.

Von G. Krupp.

Die »Deruluft« verwandte Fokker F III-Flugzeuge mit 360 PS-Rolls-Royce-Motoren. Die Strecke, welche 1200 km lang ist, wurde mit zwei Zwischenlandungen zurückgelegt bei einer reinen Flugdauer von durchschnittlich 8¾ h. Die größte, ohne Landung beflogene Etappe betrug 580 km. Die ganze Strecke wurde in einem Tage ohne Wechsel des Flugzeugs und des Flugzeugführers geflogen, wodurch erheblich größere Anforderungen sowohl an Flugzeug als auch Flugzeugführer gestellt wurden, als dies bisher im Luftverkehr üblich war.

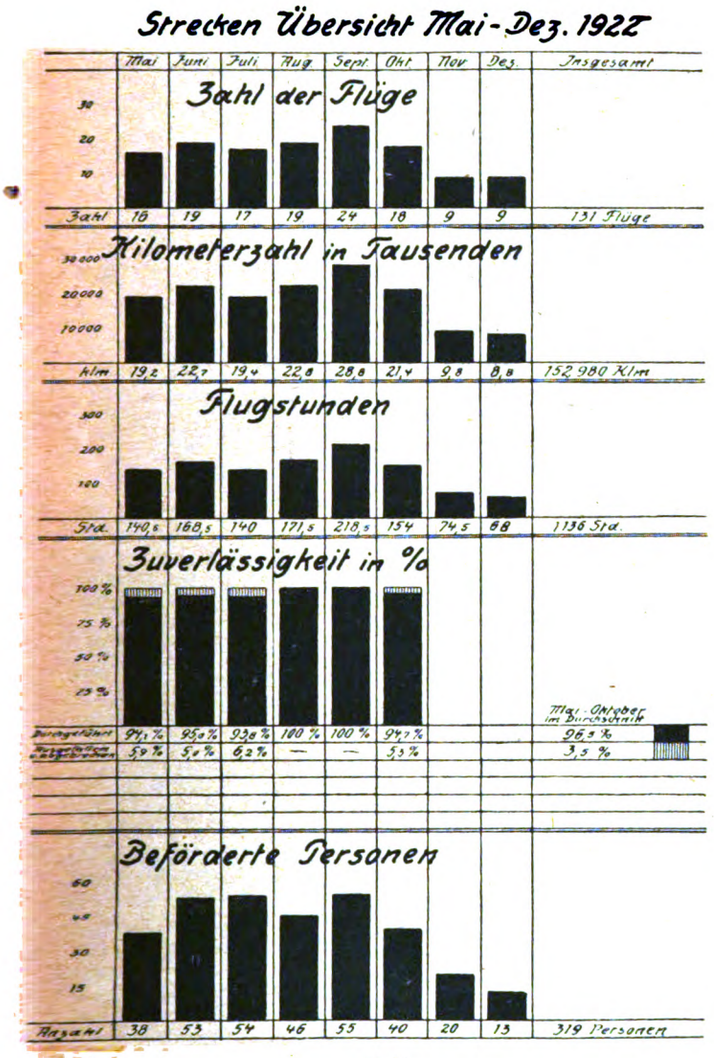


Abb. 1.

In den rd. 1000 Flugstunden, welche die Gesellschaft in dem Berichtsjahre zurücklegte, sind nur 3 Motorstörungen vorgekommen. Diese Leistung der Motoren ist um so bemerkenswerter, wenn man berücksichtigt, daß das Personal mit dem englischen Motor vor Eröffnung des Betriebs nur wenig oder kaum vertraut war. Die Statistik der »Deruluft« lehrt, daß Flugmotoren vorhanden sind, die im regelmäßigen Luftverkehr viel mehr leisten können, als von ihnen vorläufig gefordert wird, und daß es Aufgabe der Flugzeugkonstrukteure ist, Flugzeuge zu bauen, die es dem Flugzeugführer ermöglichen, ohne Überanstrengung längere Strecken zu fliegen. Es läßt sich leicht berechnen, daß bei langen Flugstrecken die Verwendung von kleinen Flugzeugen wegen ihrer geringen Nutzlast (unter 400 kg) unvorteilhaft wäre.

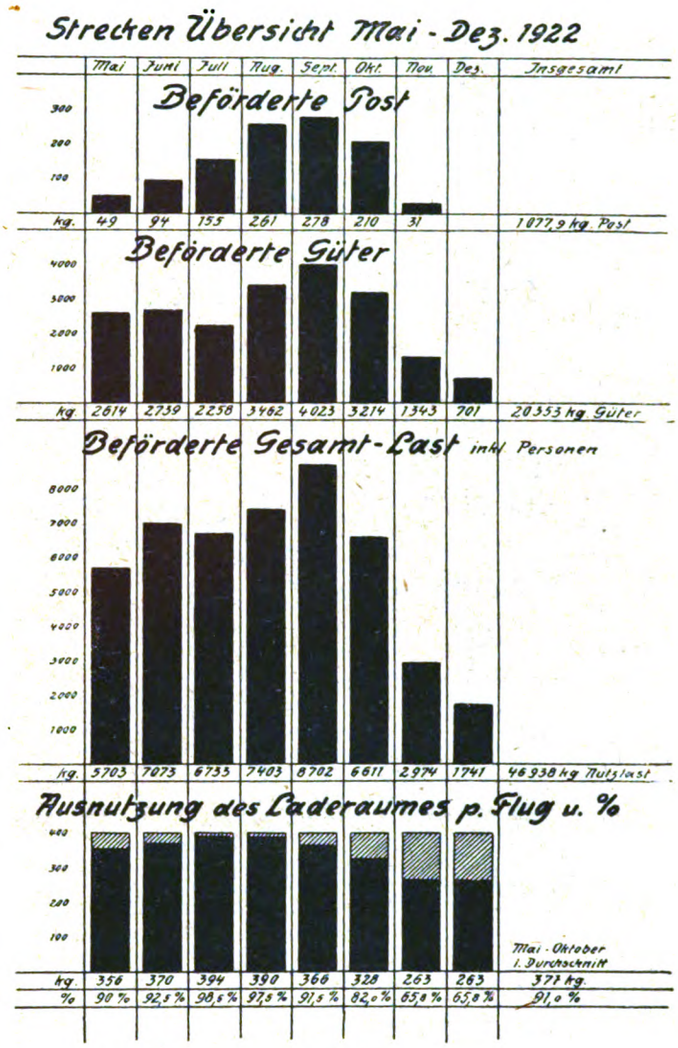


Abb. 2.

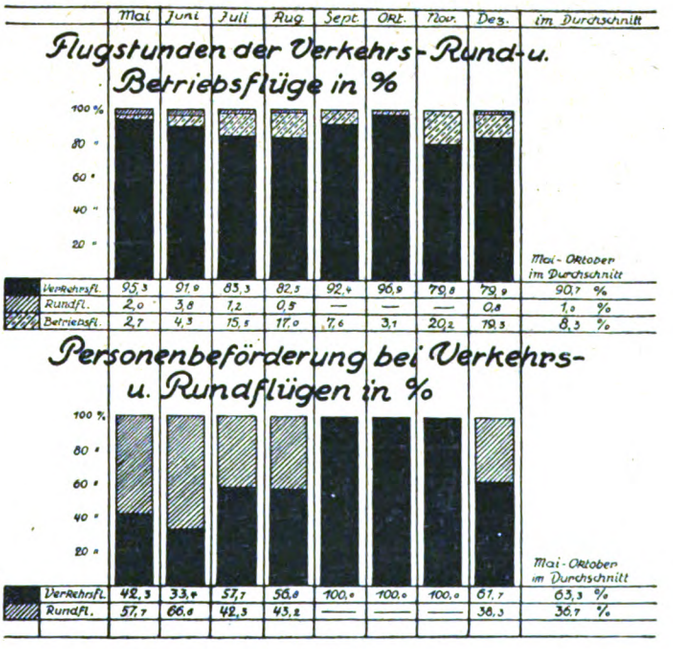


Abb. 3.

Digitized by Google

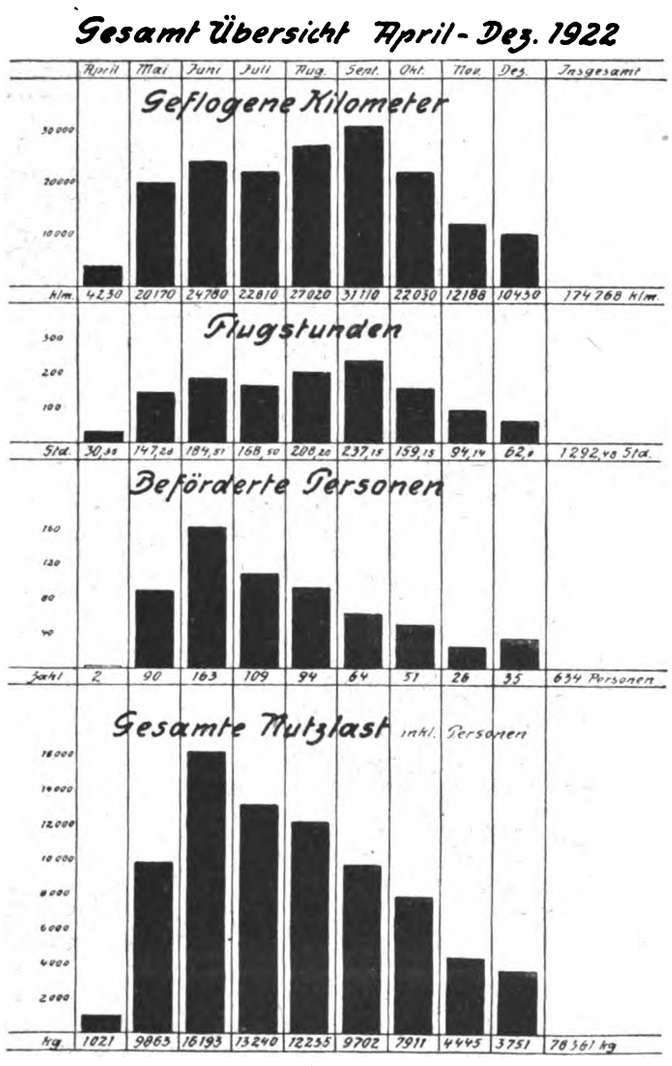


Abb. 4.

Die bestmögliche Steigzahl.[1])

Von W. Klemperer und Th. Bienen.

Der Flugzeugkonstrukteur ist bemüht, Flügelformen zu finden, die eine hohe Steigzahl $(c_a^3/c_w^2)_{max}$ gewähren, um aus gegebener Leistungs- und Flächenbelastung möglichst große Steiggeschwindigkeit zu gewinnen oder bei Segelflugzeugen den Windenergiebedarf auf ein Minimum zu beschränken. Es ist aber eine mühsame Operation, aus den nach Windkanalversuchen bekannten Flügelprofilen den Bestwert von c_a^3/c_w^2 für irgendein Flugzeug von irgendeinem Seitenverhältnis und irgendeinem schädlichen Widerstand zu berechnen. Um diese Arbeit zu vereinfachen, haben wir uns die Frage vorgelegt, welche theoretische obere Grenze für diese Steigzahl überhaupt gezogen ist und von keiner noch so raffinierten Anordnung überschritten werden kann, wenn einmal das Seitenverhältnis und der schädliche Widerstandsbeiwert gewählt sind.

In der Tat ist es möglich, eine solche obere Grenze anzugeben. Offenbar muß sie bezogen werden auf einen Eindecker von elliptischer Auftriebsverteilung, dessen Profil so gut ist, daß der schädliche Widerstand auch in dem Anstellwinkelgebiet, in welches der Zustand kleinster Sinkgeschwindigkeit fällt, nicht merklichen Zuwachs erfährt gegenüber dem Minimum an schädlichem Widerstand, den das Profil überhaupt zuläßt.

Für ein so hypothetisch gutes Flugzeug setzt sich noch in dem uns interessierenden Winkelbereich der gesamte Widerstand aus dem schädlichen (einschließlich Profil-) und dem induzierten Widerstand zusammen, in Beiwerten also:

$$c_w = c_0 + c_i = c_0 + \frac{c_a^2}{\pi\lambda},$$

worin λ das Seitenverhältnis = Quadrat über der Spannweite geteilt durch Flächeninhalt bedeute.

Nun ist aber für den Fall, daß c_a^3/c_w^2 sein Maximum erreicht, stets der induzierte Widerstand gerade dreimal so groß als der schädliche[1]), also:

$$\frac{c_a^2}{\pi\lambda} = 3\,c_0.$$

Der Auftriebskoeffizient, bei dem sich dieses ereignet, ist

$$c_a = \sqrt{3\,\pi\,\lambda\,c_0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Somit ist der Wert, den die Steigzahl an dieser Stelle annimmt:

$$\left[\frac{c_a^3}{c_w^2}\right]_{max} = \sqrt{\frac{3\,\pi^3}{16}} \cdot \sqrt{\frac{\lambda^3}{c_0}} = 1{,}81 \cdot \sqrt{\frac{\lambda^3}{c_0}} \quad . \quad . \quad (2)$$

Diese Formel veranschaulicht in übersichtlicher Weise, inwieweit die Verbesserung des Seitenverhältnisses noch stärker in die Wagschale fällt als eine Verringerung des schädlichen Widerstandes.

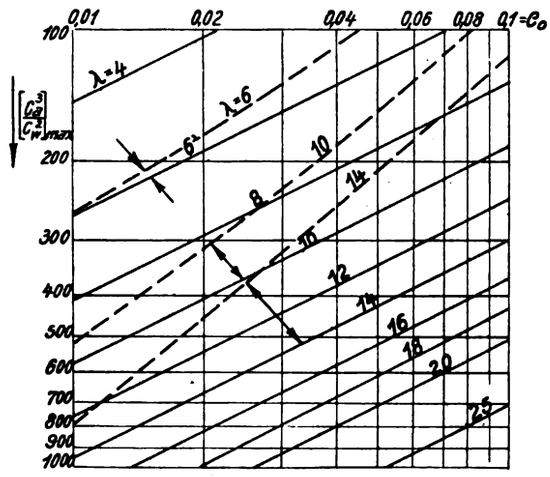


Abb. 1.

In der Abb. 1 haben wir diesen Grenzwert für $[c_a^3/c_w^2]_{max}$ als Funktion des schädlichen Widerstands für verschiedene Seitenverhältnisse als Parameter graphisch dargestellt. So kann man leicht ablesen, welche obere Grenze der Steigzahl irgendeiner Flügelanordnung gesetzt ist. Zu beachten ist natürlich, daß in c_0 sowohl der schädliche Widerstand des ganzen Flugzeugs (Rumpf, Fahrgestell, Leitwerk usw.) als der Profilwiderstand des Flügels inbegriffen sind.

Man kann offenbar eine analoge Überlegung auch für alle beliebigen Exponenten m, n in dem Ausdruck c_a^m/c_w^n anstellen.

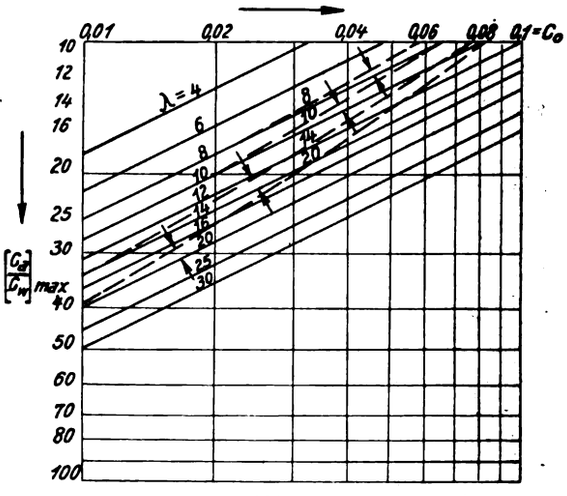


Abb. 2.

[1]) Nach dem Beginn der Drucklegung dieses Heftes ging der Schriftleitung ein Schreiben von Herrn Dipl.-Ing. Helmbold zu, worin dieser Anspruch auf die Priorität des der vorliegenden Veröffentlichung zugrunde liegenden Gedankenganges erhebt.

In Ermangelung genügender Zeit und der notwendigen Unterlagen sieht sich die Schriftleitung genötigt, erst im nächsten Heft dazu Stellung zu nehmen. Die Schriftleitung.

[1]) W. Klemperer, Ein einfaches Verfahren zur Auffindung von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$, ZFM 22, Seite 78 ff.

Digitized by Google

Beispielsweise lautet für $m = n = 1$, also für den Fall der besten Gleitzahl c_a/c_w das Analogon zu Gl. (2):

$$\left[\frac{c_a}{c_w}\right]_{max} = {}^1/_2\sqrt{\pi} \cdot \sqrt{\lambda/c_0} = 0{,}885 \cdot \sqrt{\lambda/c_0}.$$

Diese Formel ist in Abb. 2 graphisch veranschaulicht. Beispielsweise erkennt man aus den beiden Abbildungen, daß für ein Seitenverhältnis 10:1 und einen schädlichen Widerstandskoeffizienten $c_0 = 0{,}04$ die theoretische obere Grenze der Steigzahl ~ 280 und der Gleitzahl ~ 14 beträgt.

Es ist nun von Interesse, zu erfahren, wie nahe man in der Praxis an die so festgelegten theoretischen Höchstwerte herankommt. Während das nun z. B. für die Gleitzahl mit recht guter Annäherung der Fall ist, bleibt der Steigzahlbestwert der Praxis doch nicht unwesentlich hinter der theoretischen Grenze zurück, und zwar um so mehr, je besseres Seitenverhältnis man wählt. Das hat in folgendem seinen Grund. Wird das Seitenverhältnis extrem gut gewählt, ohne daß auch der schädliche Widerstand auf einen ganz entsprechend extrem geringen Wert herabgedrückt wird, so zeigt Gl. 1, daß zur Erreichung des Bestwerts in der Theorie ein

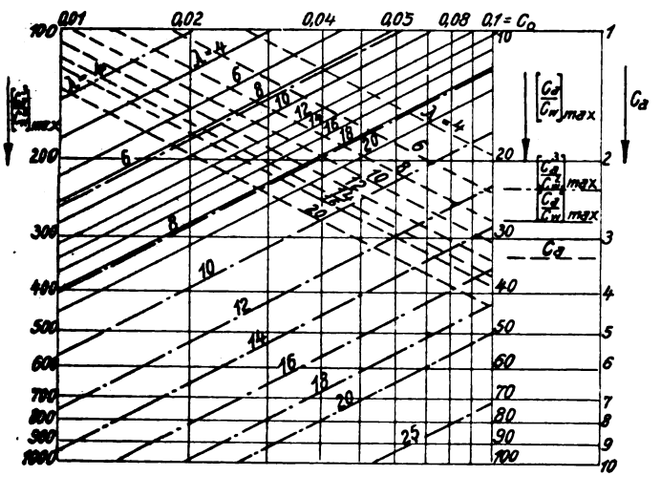


Abb. 3.

überaus hoher Auftriebskoeffizient nötig wäre (s. auch Abb. 3). Dazu müßte bei diesem hohen Auftriebskoeffizienten der Profilwiderstand noch keine Zunahme erfahren haben. In Wirklichkeit nimmt jedoch der Profilwiderstand selbst bei den besten hierfür besonders ausgesuchten Profilen bereits in der Gegend von $c_a \sim 1$ merklich zu. Aus diesem Grunde kommt eben eine extreme Vergrößerung des Seitenverhältnisses für die Verringerung des Leistungsbedarfs um so weniger zur vollen Geltung, je höher das Produkt von schädlichem Widerstandsbeiwert und Seitenverhältnis ist (Espenlaub!).

Die gestrichelten Linien in den Abb. 1 und 2 zeigen den Verlauf der Kurve, welche sich in Wirklichkeit bei dem Profil Göttingen Nr. 433 ergeben würde. Man sieht, daß die Abweichung bereits in dem Gebiet fühlbar zu werden beginnen, von dem hochwertige Segelflugzeuge nicht mehr weit entfernt sind.

Immerhin leisten die Formeln bzw. diese Abbildungen recht gute Dienste zur vergleichenden Abschätzung verschiedener Kombinationen von Seitenverhältnis und Widerstand, vor allem weil sie einen so weiten Überblick über die sonst so verzwickten Zusammenhänge gewähren.

Die Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel.

Von G. Lachmann, Göttingen.

a) Versuch einer analytischen Lösung.

Die nachfolgende Untersuchung bezweckt, die Erkenntnis der Vorgänge an einem unterteilten Profil auf analytischem Wege zu erweitern und zu vertiefen. Sie geht von der Darstellung der Strömungsvorgänge aus, die A. Betz in einem Vortrag über die Wirkungsweise von unterteilten Profilen erstmalig gegeben hat[1]). Es wird hierbei versucht, diese Darstellungsweise des Strömungsvorganges auch numerisch etwas eingehender zu begründen, wobei die Rechnungen naturgemäß nur einen erweiterten qualitativen, aber keinen strengen quantitativen Charakter besitzen, um so mehr als eine ebene Strömung und eine Flüssigkeit ohne innere Reibung angenommen werden mußten.

Zur Lösung dieser Aufgabe wurde die Methode der konformen Abbildung benutzt. Als Flügelschnitt diente eine sog. Joukowsky-Figur, welche nach der von E. Trefftz angegebenen graphischen Methode gewonnen wurde[1]). Wir bezeichnen die Koordinaten der Profilebene mit x, y, die entsprechende komplexe Größe mit $z = x + iy$. Man erhält dann die Gesamtheit aller Joukowsky-Profile von der Länge l mit der Hinterkante im Punkte $x = -l$, indem man in einer Hilfsebene mit den Koordinaten $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$ durch den Punkt $\bar{\zeta} = -\frac{l}{2}$ das Büschel aller Kreise legt, die den Punkt $\bar{\zeta} = +\frac{l}{2}$ in ihrem Innern oder auf ihrem Umfang enthalten. Diese Kreise bildet man nun mittels der Transformation

$$z = \bar{\zeta} + \frac{l^2}{4\bar{\zeta}}$$

auf die $z = x + iy$-Ebene ab,

wobei $\bar{\zeta} = \bar{\xi} + i\bar{\eta}$.

bedeutet.

Die Kreise, die den Punkt $\bar{\zeta}_2 + \frac{l}{2}$ in ihrem Innern enthalten, liefern die sog. Joukowsky-Profile. Der Punkt $\bar{\zeta} = -\frac{l}{2}$ geht in die spitze Hinterkante über.

Man erhält nun die einzelnen Punkte des Profils nach dem graphischen Verfahren von E. Trefftz wie folgt: Wir zeichnen zunächst das x, y Koordinatensystem mit dem Ursprung O. Auf der X-Achse wird als Ort der Hinterkante der Punkt L mit der Abszisse $x = -l$ angenommen, auf der Y-Achse ein Punkt F mit der Ordinate $y = f$, welche lediglich die Wölbung bestimmt. Hierauf zeichnet man zwei Kreise K_1 und K_2 durch den Punkt L in folgender Weise: Wir wählen den Mittelpunkt des Kreises K_1 auf der geraden LF im Abstande 2δ vom Punkte F, wobei die Größe δ wesentlich die Dicke des Profils bedingt. Der Kreis K_2 geht ebenfalls durch den Punkt L; sein Mittelpunkt liegt gleichfalls auf der Geraden LF, und seine Lage ergibt sich aus folgender Bedingung:

$$OV_1 : OV_2 = l^2,$$

wobei OV_1 das vom Kreise K_1 und OV_2 das von K_2 auf dem positiven Teil der X-Achse abgeschnittene Stück darstellt. Wenn man nun von O aus unter gleichem Winkel zur X-Achse zwei Halbstrahlen zeichnet, welche den Kreis K_1 im Punkte A_1 und den Kreis K_2 im Punkte A_2 schneiden, so ist der Mittelpunkt P der Strecke $A_1 A_2$ ein Punkt des Profils (Abb. 1).

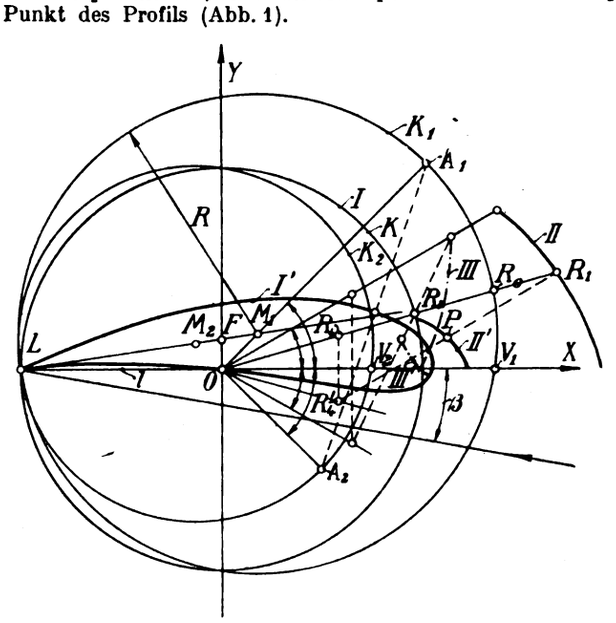


Abb. 1.

1. Darstellung eines Profils mit vorgelagertem Hilfsflügel.

Es wird nun in der $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$-Ebene eine Potentialströmung mit überlagerter Zirkulation um den unendlich langen Kreiszylinder mit dem Querschnitt K_1 angenommen. Die Strömung sei unter einem

[1]) **Betz**, Die Wirkungsweise von unterteilten Flügelprofilen, Berichte und Abhandlungen der WGL, Heft 6, Januar 1922, S. 23 ff.

[1]) E. Trefftz, Graphische Konstruktionen von Joukowsky-Profilen. ZFM 1913, S. 130.

Digitized by Google

bestimmten Winkel β zur Horizontalen geneigt. Hierauf wird außerhalb des Kreises K_1 ein Kurvenstück unter einem bestimmten Anstellwinkel in die Strömung gestellt. Bei der Abbildung

$$z = \bar{\zeta} + \frac{l^2}{4\bar{\zeta}}$$

gehen der Kreis K_1 (I) in ein Joukowsky-Profil, die Linie II in den Hilfsflügel über, der nunmehr relativ zur Sehne des Hauptflügels einen negativen Anstellwinkel bildet. Zur Ermittelung des Strömungsbildes benötigt man später noch das Spiegelbild von II an I, welches mit III bezeichnet wurde. Bei der Abbildung geht es analog in III′ über (Abb. 2). Das Spiegelbild wurde deshalb hinzugenommen, damit die Gesamtzirkulation den gleichen Wert behält wie beim Hauptflügel ohne Hilfsflügel. Diesem Umstande müßte streng genommen durch eine Verdrehung der Hinterkante des Hauptflügels Rechnung getragen werden, damit die Abflußbedingung an der Hinterkante, welche nach Kutta die Größe der Zirkulation bestimmt, erfüllt wird. Da der Einfluß der Hilfsflügelzirkulation nach der Hinterkante zu jedoch ziemlich rasch abklingt und sich nur auf das Vorderteil des Hauptflügels beschränkt, wurde diese Veränderung nicht berücksichtigt. Bei Hinzufügung des Spiegelbildes bleibt das Profil Stromlinie wie zuvor.

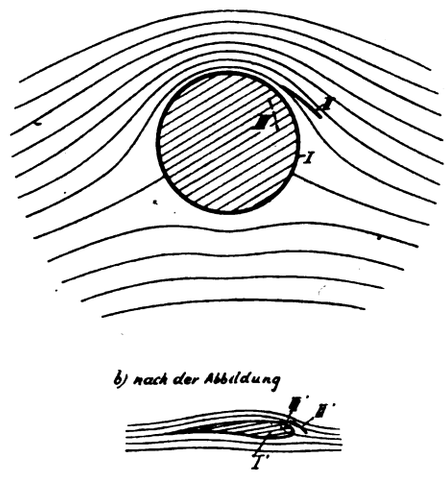


Abb. 2.

a) Ermittlung der konformen Abbildung II′ für einen Punkt der Kurve II.

1. Strahl OR_1 unter Winkel $+\alpha$ zur X-Achse.
2. Spiegelung des Punktes R_1 am Kreis K mit Hilfe der Transformation
$$R_4 = \frac{R_3^2}{R_1}$$
3. Spiegelung von R_4 an der Achse des Reellen.
Strahl unter Winkel $-\alpha$ zur X-Achse und Projektion von R_4 auf diesen Strahl. Hierdurch wird R_4' erhalten.
4. Strecke R_4' R_1 ziehen und halbieren. Der Mittelpunkt ist ein Punkt der gesuchten konformen Abbildung.

b) Ermittelung des Spiegelbildes III.

Die Kurve III wird durch Spiegelung von II am Kreise K_1 erhalten. Die punktweise Konstruktion ist durch die Beziehung

$$R_2 = \frac{R_0^2}{R_1}$$

gegeben. Die konforme Abbildung dieses Spiegelbildes erfolgt alsdann durch die gleiche Transformation wie bei L und II (Abb. 1).

2. Ermittlung des Einflusses des Hilfsflügels auf die Geschwindigkeitsverteilung am Hauptflügel.

a) Darstellung des Verfahrens.

Wir wählen ein Joukowsky-Profil mit folgenden Parametern:

$$f/l = 1/10;\ \delta/l = 1/20.$$

Alsdann können wir in der angegebenen Art einen Hilfsflügel und seine Spiegelung abbilden. Hierauf wollen wir zunächst das Geschwindigkeitsprofil in dem Spalt 1, 2, 3 untersuchen (Abb. 3 und 5). Diese Geschwindigkeitsverteilung finden wir, indem wir in den drei Querschnittspunkten die zum Querschnitt normalen Komponenten v' bestimmen, welche durch den Hilfsflügel und sein Spiegelbild hervorgerufen werden.

Nach den von F. Handley Page in der Zeitschrift der »Royal Aeronautical Society« vom Juni 1921 veröffentlichten Druckmessungen an einem Spaltflügel[1]) kann in erster Annäherung eine dreieckige Verteilung der Zirkulation über dem Hilfsflügel angenommen werden. Unter dieser Annahme bleibt nur noch die Gesamtgröße der Zirkulation offen, welche aus der Bedingung zu bestimmen ist, daß die aus Hauptflügelströmung und Hilfsflügelströmung resultierende Gesamtströmung tangential an der Hinterkante des Hilfsflügels abfließt.

Am Ort der Hinterkante des Hilfsflügels besitzt die ungestörte Strömung, d. h. die Strömung um den Hauptflügel ohne Hilfsflügel, einen Geschwindigkeitsvektor $\mathfrak{B}_1$ (Abb. 3). Dieser Vektor bildet mit der geforderten tangentialen Abstromrichtung einen Winkel, der in starkem Maße vom Anstellwinkel des Hilfsflügels relativ zur X-Achse abhängt. Um zu erreichen, daß der Vektor der Gesamtströmung in die Richtung des tangentialen Abstromes

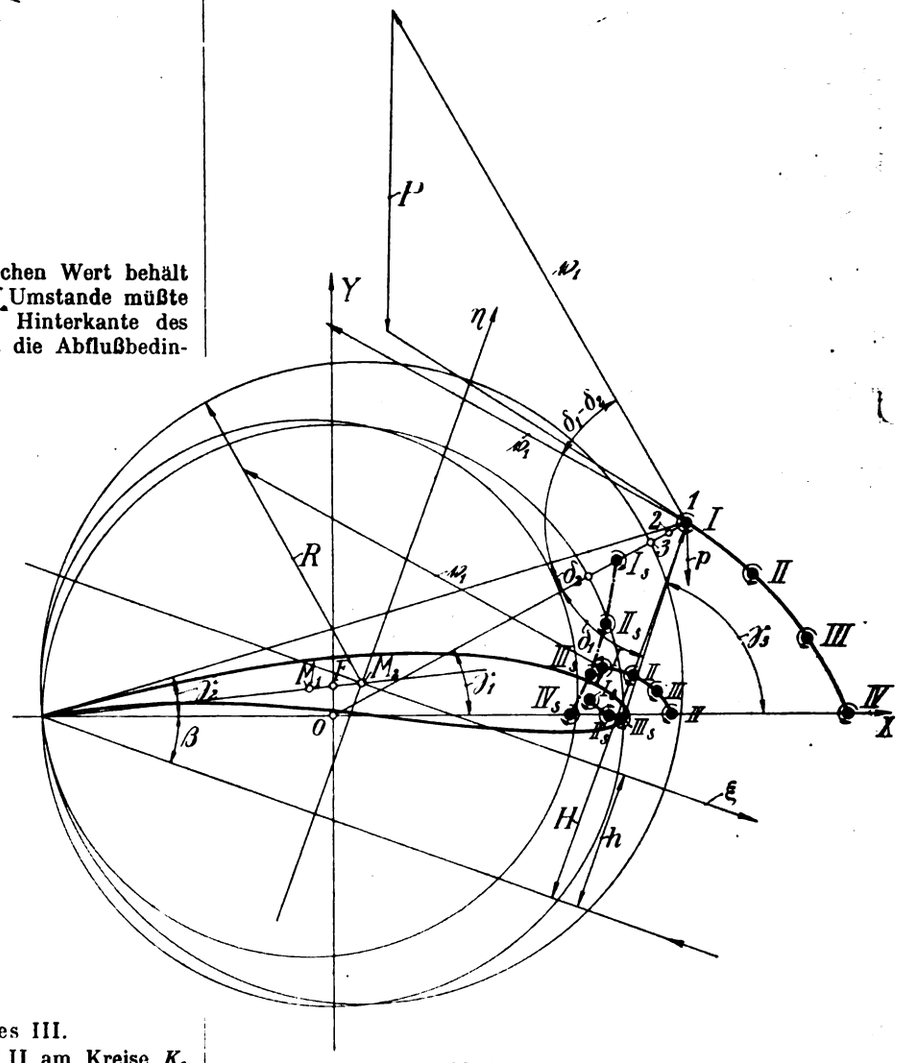


Abb. 3.

fällt, ist ein zusätzlicher Geschwindigkeitsvektor erforderlich, durch dessen Betrag die Zirkulation des Hilfsflügels bestimmt ist. Ihre Ermittelung erfolgt graphisch am einfachsten auf folgende Weise: Man ermittelt zunächst im Punkte 1 des Querschnittes die Geschwindigkeit, welche aus dem Wirbelsystem des Hilfsflügels und seines Spiegelbildes unter Annahme einer dreieckigen Zirkulationsverteilung über der Hilfsflügeltiefe mit der Gesamtzirku-

[1]) Siehe auch Betz, »Die Wirkungsweise von unterteilten Flügelprofilen«.

Digitized by Google

lation = 1 resultiert[1]). Dies geschieht in angenäherter Weise so, daß wir in den Punkten I, II, III, IV bzw. I′, II′, III′, IV′ die Wirbelstärken 0, 1/6, 2/6, 3/6 annehmen, die Geschwindigkeiten nach dem Biot-Savartschen Gesetz ermitteln und vektoriell addieren. Der so erhaltene Vektor ist in Abb. 3 mit p bezeichnet. Zieht man durch den Endpunkt von $\mathfrak{B}_1$ eine Parallele zu p bis zu der an den Hilfsflügel im Punkte 1 gezogenen Tangente, so ergibt sich auf dem Quotienten dieser beiden Strecken P/p unmittelbar die Zirkulationskonstante

$$c_1 = \frac{\Gamma}{2\pi} = \frac{P}{p}$$

für den Hilfsflügel. Hiermit sind wir imstande, die Geschwindigkeitsverteilung im Spalt vollständig zu ermitteln. Die Komponenten der wirklichen Durchflußgeschwindigkeiten durch den Schlitz v_e ergeben sich als Differenzen der Komponenten der ungestörten Strömung und der entgegengesetzt gerichteten Störungsströmung:

$$v_e = v - v'.$$

3. Ermittlung der Geschwindigkeitskomponenten der ungestörten Strömung.

a) In der Hilfsebene.

Die Ermittelung des Geschwindigkeitsvektors der ungestörten Strömung geht wie folgt vor sich. Man betrachtet zunächst die Umströmung des Zylinders in der ξ/η-Ebene. Man wählt das Koordinatensystem zweckmäßig derart, daß sein Ursprung in den Mittelpunkt des Kreises K_1, der der Abbildung unterworfen wird, fällt, wobei die ξ-Achse die Richtung der Strömung besitzt. Ihr Neigungswinkel zu der X-Achse beträgt β.

Das komplexe Strömungspotential ω als Funktion von ζ ergibt sich zu

$$\omega = -q\left(\zeta + \frac{R^2}{\zeta}\right) + ic\ln\zeta.$$

Hierbei bedeutet q die Geschwindigkeit im Unendlichen der Kreisebene. Eine nähere Untersuchung lehrt, daß

$$q = \frac{V}{2}$$

ist, wobei V die Geschwindigkeit im Unendlichen der Profilsebene, also nach der Abbildung, bezeichnet. Durch Differentiation von ω nach ζ ergibt sich

$$\frac{d\omega}{d\zeta} = -q\left(1 - \frac{R^2}{\zeta^2}\right) - \frac{2hqi}{\zeta} = -q\left(1 - \frac{R^2}{\zeta^2} + \frac{2hi}{\zeta}\right).$$

Durch Einführung von Polarkoordinaten

$$\zeta = r\cdot e^{i\varphi}$$

und unter der Annahme, daß $q = 1$

läßt sich der Ausdruck auch schreiben:

$$\frac{d\omega}{d\zeta} = u - iv = -\left(1 - \frac{R^2}{r^2}e^{-2i\varphi} + \frac{2h}{r}e^{i\left(\frac{\pi}{2}-\varphi\right)}\right)$$

oder

$$u - iv = -\left[1 - \frac{R^2}{r^2}(\cos 2\varphi - i\sin 2\varphi) + \frac{2h}{r}\cos\left(\frac{\pi}{2}-\varphi\right) + i\sin\left(\frac{\pi}{2}-\varphi\right)\right].$$

Durch Trennung des reellen und des imaginären Teils ergibt sich schließlich:

$$u = \frac{R^2}{r^2}\cos 2\varphi - \frac{2h}{r}\sin\varphi - 1$$

$$v = \frac{R^2}{r^2}\sin 2\varphi + \frac{2h}{r}\cos\varphi.$$

Hierdurch ist sowohl Richtung als auch absoluter Betrag des Vektors bestimmt.

Der absolute Betrag läßt sich auf folgende Weise ermitteln. Es ist

$$\omega = \Phi + i\Psi = -q\left(\zeta + \frac{R^2}{\zeta}\right) + ic\ln\zeta,$$

das komplexe Potential für die Kreisströmung. Oder in Polarkoordinaten geschrieben

$$\Phi + i\Psi = -\frac{q}{r^2}[R^2(\xi - i\eta) + r^2(\xi + i\eta)] + c(i\log r - \varphi).$$

Durch Trennung des reellen und imaginären Teiles ergibt sich

$$\Phi = -\frac{q}{r^2}(R^2 + r^2)\xi - c\varphi$$

$$\Psi = -\frac{q}{r^2}(r^2 - R^2)\eta + c\log\frac{r}{R}.$$

Die Zirkunlationskonstante c hat folgende Größe

$$c = 2qR\sin\varphi_0, \text{ für } \varphi = \varphi_0.$$

Mithin lautet die Stromfunktion

$$\Psi = -\frac{q}{r^2}(r^2 - R^2)\xi + 2qR\sin\varphi_0\log\frac{r}{R}.$$

Durch Differentiation nach r ergibt sich

$$\frac{d\Psi}{dr} = -q\left(\frac{2R^2}{r^3}\xi + \frac{2R\sin\varphi_0}{r}\right);\quad \sin\varphi_0 = \frac{h}{r}$$

daher

$$\frac{d\Psi}{dr} = -\frac{2qR}{r^2}\left(\frac{R\xi}{r} + h\right).$$

Der Ausdruck in der Klammer läßt sich nach dem aus Abb. 3 ersichtlichen Beziehungen weiterhin vereinfachen zu

$$\frac{d\Psi}{dr} = -2q\frac{R}{r^2}\left(H - \eta\frac{r-R}{r}\right)$$

oder

$$\frac{d\Psi}{dr} = -2q\frac{R}{r^2}\left[H - (H-h)\frac{r-R}{r}\right] = -\frac{2qR}{r^2}[HR + h(r-R)]$$

Der Betrag des Geschwindigkeitsvektors nach der Abbildung in der Profilebene wird durch Division mit $\frac{dz}{d\zeta}$ erhalten.

$$z = \bar{\zeta} + \frac{l^2}{4\bar{\zeta}}$$

$$\frac{dz}{d\zeta} = 1 - \frac{l^2}{4\zeta^2} = \frac{1}{2\bar{\zeta}}\left(2\bar{\zeta} - \frac{l^2}{2\bar{\zeta}}\right) = \frac{z_1 - z_2}{z_1} = \frac{A_1A_2}{OA_1}.$$

Der Betrag von v in der Profilebene ist daher

$$v = \frac{2qR}{r^2}\cdot\frac{OA_1}{A_1A_2}[HR + h_1(r-R)].$$

b) In der Profilebene.

Die verschiedenen Koordinatensysteme und ihre gegenseitigen Beziehungen sind aus Abb. 4 ersichtlich. Hieraus ergibt sich

$$\zeta' = \zeta e^{-i\beta},$$

$$\bar{\zeta} = \zeta' + z_0,$$

$$\bar{\zeta} = \zeta e^{-i\beta} + z_0,$$

$$z = \bar{\zeta} + \frac{l^2}{4\bar{\zeta}}.$$

Durch $(p - iq)$ ist die Lage des Geschwindigkeitsvektors in der Profilebene bestimmt. Es ist

$$p - iq = (u - iv)\frac{d\zeta}{dz} = (u - iv)\frac{d\zeta}{d\bar{\zeta}}\frac{d\bar{\zeta}}{dz};$$

$$p - iq = (u - iv)e^{i\beta}\frac{d\bar{\zeta}}{dz};$$

$$\frac{dz}{d\bar{\zeta}} = 1 - \frac{l^2}{4\bar{\zeta}^2};$$

daher

$$p - iq = (u - iv)e^{i\beta}\cdot\frac{1}{1 - \frac{l^2}{4\bar{\zeta}^2}}.$$

Umgeformt ergibt sich

$$p - iq = (u - iv)e^{-i\beta}\cdot\frac{\zeta^2}{\bar{\zeta}^2 - \frac{l^2}{4}} = (u - iv)e^{i\beta}\frac{\bar{\zeta}^2}{\left(\bar{\zeta} + \frac{l}{2}\right)\left(\bar{\zeta} - \frac{l}{2}\right)}.$$

[1]) Um Komplikationen der Rechnung zu vermeiden, wurde davon abgesehen, die strenge mathematische Bedingung für die »Dichtheit« der angenommenen Wirbelreihe aufzustellen. Die angenommene Kurve entspricht etwa dem »Skelett« des Hilfsflügels. Der Einfluß kleiner Veränderungen in der Lage der Wirbel ist gering und steht in keinem Verhältnis zu den erheblichen Schwierigkeiten einer strengen Betrachtung.

Digitized by Google

Durch Logarithmieren erhält man schließlich

$$\log(p - iq) = \log(u - iv) + i\beta + 2\lg\bar{\zeta} - \log\left(\bar{\zeta} + \frac{l}{2}\right) - \log\left(\bar{\zeta} - \frac{l}{2}\right),$$

d. h. der Neigungswinkel des Geschwindigkeitsvektors in der Profilebene = Neigungswinkel in der Kreisebene $-(-\beta + \gamma_2 + \gamma_3 - 2\gamma_1)$. (Abb. 3.)

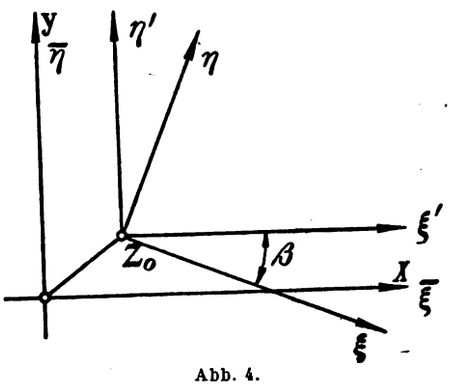


Abb. 4.

Die Drehung des Vektors erfolgt um den Winkel

$$\triangle = \gamma_2 + \gamma_3 - 2\gamma_1 = \delta_1 - \delta_2.$$

Nachdem auf diese Weise Richtung und Betrag des Geschwindigkeitsvektors der ungestörten Strömung in jedem Punkte des Spaltquerschnittes nach der Abbildung, also am Profil, bekannt sind, folgen hieraus ohne weiteres die zum Querschnitt normalen Komponenten.

4. Bestimmung der Komponenten v' der Störungsgeschwindigkeit.

Es seien ein Wirbelpunkt mit der Zirkulation 1 und sein Spiegelbild angenommen. Der Beitrag dieses Wirbels ist offenbar laut Zeichnung (Abb. 5)

$$v = \frac{\sin\beta}{r} + \frac{\sin\beta_1}{r_1}.$$

Der Hilfsflügel kann nun durch eine stetig verteilte Wirbelreihe ersetzt werden. Ist die Zirkulation auf die Längeneinheit gleich γ, so wird

$$v = \int \gamma \frac{\sin\beta}{r}\, dl + \int \gamma \frac{\sin\beta_1}{r_1}\, dl_1.$$

Die Integrale ermitteln wir unter der Annahme einer dreieckigen Zirkulationsverteilung in angenäherter Weise dadurch, daß wir die stetige Wirbelreihe durch eine Anzahl diskreter Wirbelpunkte ersetzen, welche in Abb. 3 mit I bis IV bezeichnet sind. Die einzelnen Zirkulationen verhalten sich wie 0:1:2:3.

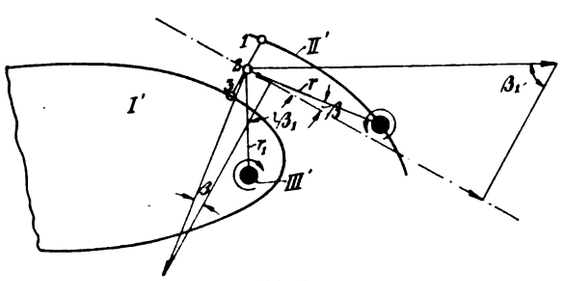


Abb. 5.

Es empfiehlt sich, die Geschwindigkeiten in ähnlicher Weise wie vorher zunächst für die Gesamtzirkulation 1 zu ermitteln und die erhaltenen Werte mit der oben ermittelten Zirkulationskonstante c zu multiplizieren. Die Auswertung der Integrale geschieht am besten so, daß man die ermittelten Geschwindigkeiten als Funktion der Flächentiefe des Hilfsflügels aufträgt und die erhaltene Fläche planimetriert.

5. Ergebnisse der Rechnung für verschiedene Hilfsflügelanordnungen.

Auf Grund der vorstehenden Betrachtungen wurde eine Reihe von Anordnungen durchgerechnet. (Abb. 6.) Von diesen besitzen die Anordnungen II, IIa, IV und V praktisches Interesse, während bei den übrigen Anordnungen die Größe der Hilfsflügelzirkulation unwahrscheinliche Beträge ergab.

Stellung II.

$l = 10{,}6$ vH der Hanptflügeltiefe.
$\alpha = 47^0\ 50'$
$a = 3{,}2$ vH. » »

Die Hilfsflügelzirkulation ergibt sich bei tangentialem Abstrom zu $\Gamma = 8{,}16$.

Die Geschwindigkeitsverteilung im Spaltquerschnitt ergibt sich aus der Zahlentafel 1 und aus Abb. 7.

Zahlentafel 1.

Geschwindigkeitspunkt	$\mathfrak{v}$ Ungestörte Strom.-Geschw.	$\mathfrak{v}_s$ Komponente von $\mathfrak{v} \perp$ Querschnitt	v' Störungsgeschwindigkeit	v_e Wirkl. Durchflußgeschwindigkeit
1	2,42	2,400	0,177	2,223
2	2,55	2,548	0,281	2,267
3	2,64	2,640	0,354	2,286

Um ein Bild über die Größe der Energie des Luftbandes zu gewinnen, wurde die mittlere Durchflußgeschwindigkeit v und die Durchflußmenge durch graphische Integration bestimmt. Es ergab sich bei einer Spaltweite $s = 0{,}0069$ m

$$v_{em} = 2{,}22 \text{ m/s}$$

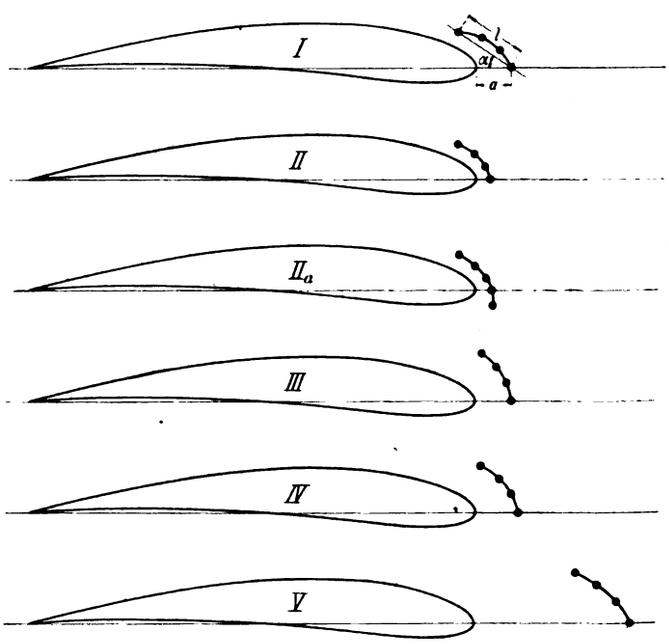


Abb. 6.

Demgemäß beträgt die Energie $E = m \cdot v_{em}^2/2$ für eine mittlere Luftdichte $\varrho = 1/8$

$$E = 0{,}0047 \text{ mkg/s}.$$

Es ist vielleicht nützlich, sich ein Bild darüber zu machen, wie groß der Betrag der Energie bei einem wirklichen Flugzeug ausfällt. Dadurch werden die ganzen Verhältnisse etwas anschaulicher. Es seien

$v = 20$ m/s (Landegeschwindigkeit des Flugzeuges)
$l = 20$ m (Länge des Schlitzes)
$s = 0{,}05$ m (Spaltweite).

Die kinetische Energie in der Sekunde ergibt sich zu

$$E = 5320 \text{ mkg/s} = 71 \text{ PS}.$$

Stellung IIa.

(vergrößerte Hilfsflügeltiefe).

$l = 14{,}1$ vH,
$\alpha = 55^0\ 30'$,
$a = 3{,}5$ vH.

c_1 ergibt sich zu 1,93, demgemäß wird

$$\Gamma = 12{,}1.$$

Digitized by Google

Wie aus der Zahlentafel 2 und aus Abb. 7 ersichtlich, ergibt sich durch die Vergrößerung der Zirkulation eine verstärkte Reduktion der Geschwindigkeiten.

Zahlentafel 2.

Querschnittspunkt	v	v_s	v'	v_e
1	2,42	2,400	0,214	2,190
2	2,55	2,548	0,309	2,239
3	2,64	2,640	0,354	2,286

Wirkliche Durchflussgeschwindigkeiten für $V = 1\,m/s$

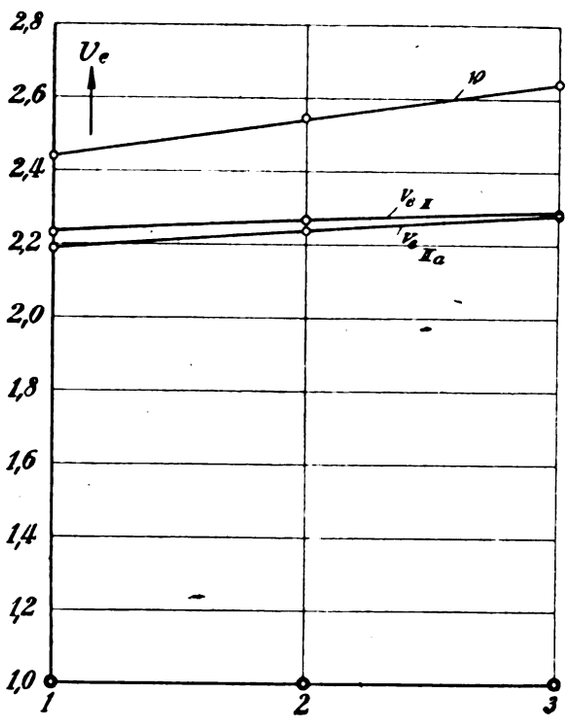


Abb. 7.

Stellung IV.
$l = 13{,}3$ vH,
$a = 51^0\,40'$,
$a = 9{,}7$ vH.

Diese Stellung entstand aus Anordnung III durch Drehung und gleichzeitige Vergrößerung des Hilfsflügels.

c_1 ergibt sich zu 1,44, demgemäß wird

$$\Gamma = 9{,}05.$$

Es erschien für diesen Fall zur Beurteilung des Einflusses auf die Geschwindigkeitsreduktion am Hinterflügel ausreichend, lediglich den Punkt 3 am Hinterflügel ins Auge zu fassen. Für diesen Punkt ergab die Rechnung

$$v_3' = 0{,}418 \text{ und}$$
$$v_{e3} = 2{,}222.$$

Es findet also trotz des stark vergrößerten Abstandes eine stärkere Druckreduktion als bei den vorigen Anordnungen mit geringerem Abstand statt. Dies Ergebnis steht etwas in Widerspruch mit dem Versuch, nach welchem der Spalteffekt bei geringeren Abständen seinen Höchstwert erreicht, als es scheinbar nach der Theorie der Fall ist.

Dieser scheinbare Widerspruch dürfte daher kommen, daß es in Wirklichkeit bei dieser Anordnung nicht möglich ist, die erforderliche Zirkulation am Hilfsflügel aufzubringen. Es erscheint zu diesem Zwecke erforderlich, die Hilfsflügeltiefe zu vergrößern.

Stellung V.
$l = 16{,}3$ vH,
$a = 46^0\,16'$,
$a = 34{,}2$ vH.

Diese Anordnung nähert sich bereits dem Tandem. c_1 wurde mit 1,35 ermittelt. Dementsprechend ergibt sich

$$\Gamma = 8{,}47.$$

Das für Stellung IV Gesagte gilt hier in verstärktem Maße. Es erscheint praktisch kaum durchführbar, am Hilfsflügel die erforderliche Zirkulation zu erreichen, da die Strömung voraussichtlich abreißen wird. Aber auch abgesehen davon, ergibt sich ein Nachlassen des Hilfsflügeleinflusses. Die Störungsgeschwindigkeit im Punkte 3 erreicht nur den Wert von

$$v' = 0{,}222,$$

dementsprechend wird

$$v_e = 2{,}418.$$

6. Ermittlung des Einflusses des Hilfsflügels auf die Druckverteilung des Hauptflügels.

Die Berechnung wurde für das gleiche Hauptprofil wie vorher durchgeführt. Die Anströmrichtung von $\beta = 20^0$ war ebenfalls beibehalten worden. Zur Vereinfachung des Rechnungsganges wurde der Hilfsflügel durch einen einzigen Wirbel und sein Spiegelbild ersetzt. Die Lage dieses Wirbels entspricht dem Wirbel III bei Stellung II. Dementsprechend war die Zirkulation wie bei Stellung II mit $\Gamma = 8{,}16$ angenommen worden. Das Ergebnis dieser Rechnung ist aus Abb. 8 ersichtlich. In das Druckverteilungsdiagramm des Hauptflügels, welches ebenfalls auf analytischem Wege gewonnen wurde, ist die durch den Einfluß des Wirbelpaares reduzierte Druckverteilung mit eingetragen worden. Die Ermittelung der reduzierten Drücke erfolgte derart, daß in einer Reihe von Profilpunkten zunächst die Geschwindigkeiten der ungestörten Strömung und hierauf die gestörten Geschwindigkeiten bei Annahme des Wirbelpaares bestimmt wurden. Aus beiden folgen die resultierenden Strömungsgeschwindigkeiten und damit die reduzierten Drücke. Das in Abb. 8 schraffierte Stück stellt die Differenz des Auftriebes bei ungestörter und gestörter Strömung dar. Da die Gesamtzirkulation des Flügels nach Annahme auch bei Vorhandensein eines Hilfsflügels unverändert bleiben sollte, bedeutet der schraffierte Teil also den Teil des Auftriebes, der vom Hilfsflügel übernommen wird.

Wenn man die Flächen planimetriert und den Auftriebsanteil des Hilfsflügels zu dem Gesamtauftrieb ins Verhältnis setzt, so ergeben sich für den Hilfsflügelauftrieb ungefähr 25 vH. Nach praktischen Druckmessungen von Handley Page[1]), die allerdings nicht bei ebener Strömung ausgeführt wurden, ergaben sich für einen Anstellwinkel von 20° etwas höhere Beträge (33 bis 38 vH).

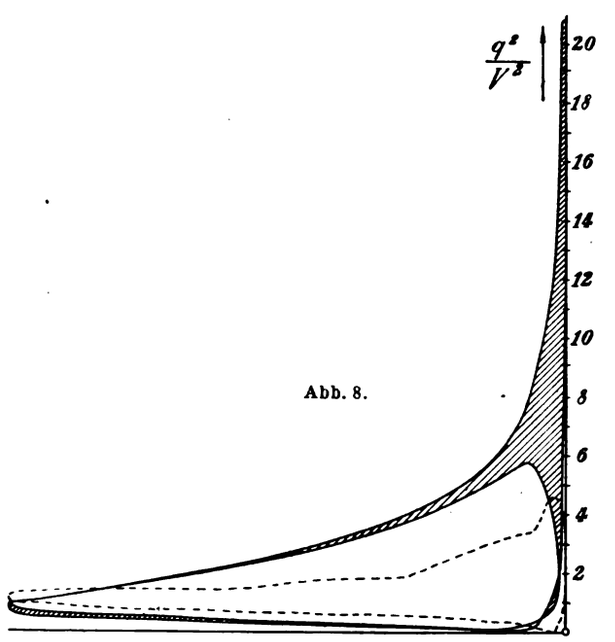


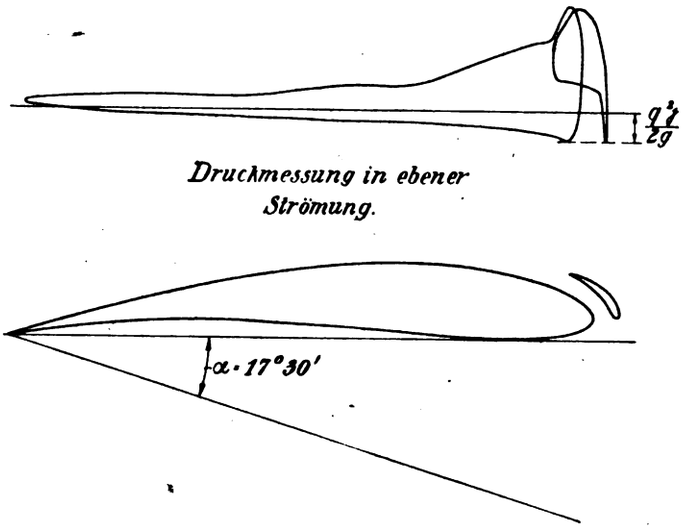
Abb. 8.

Zur Nachprüfung dieser Rechnung wurde die Profilanordnung II (Abb. 9) als hohler Blechflügel in einer ebenen Strömung unter einem Anstellwinkel $a = 17^0\,30'$ angeblasen und die Drücke gemessen. Die ebene Strömung wurde mit Hilfe von zwei parallelen

[1]) Auf Grund persönlicher Mitteilungen von Herrn F. Handley Page, Cricklewood-London.

Digitized by Google

Wänden erreicht, welche in den Windkanal eingebaut wurden. Die gemessene Druckverteilung am Hinterflügel ist gestrichelt in das Diagramm (Abb. 8) eingezeichnet worden. Das Abweichen der gemessenen von der berechneten Kurve ist einmal auf die infolge der Reibungseinflüsse von vornherein zu erwartende Divergenz



Druckmessung in ebener Strömung.

Abb. 9.

der theoretischen und praktisch gemessenen Drücke zurückzuführen. Ferner zeigte sich beim Versuch bereits eine beginnende Ablösung der Strömung am Hinterflügel, was darauf hindeutet, daß die Zirkulation des Hilfsflügels nicht den in der Rechnung eingesetzten Wert erreichen konnte.

Es ist aber auch aus dem Messungsergebnis deutlich zu erkennen, daß eine Reduktion des Unterdruckes über dem Hauptflügel stattfindet.

Der Rechungsgang erbringt demnach in der Tat den Beweis dafür, daß durch den Einfluß des Hilfsflügels eine Reduktion der Unterdrücke über den Hinterflügel stattfindet. Der Gesamtauftrieb bleibt trotzdem durch die Mitarbeit des Hilfsflügels unverändert. Dadurch ist es möglich, größere Anstellwinkel und damit größere Gesamtdrücke zu erzielen, so lange, bis sich trotz des Hilfsflügeleinflusses wieder eine kritische Druckverteilung über dem Hinterflügel einstellt oder bis die Strömung am Hilfsflügel selbst abreißt.

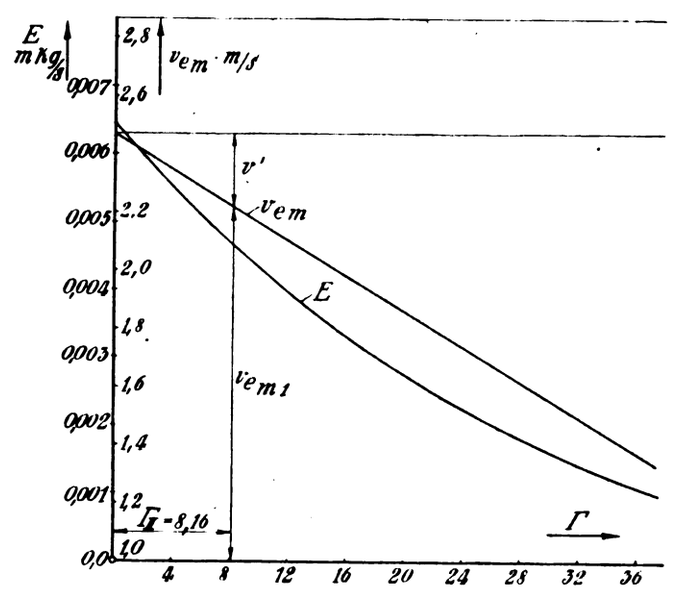


Abb. 10.

7. Änderung der Durchflußgeschwindigkeit und der kinetischen Energie des Luftbandes bei Vergrößerung der Hilfsflügelzirkulation.

Wie vorher gezeigt wurde, gibt es für jede Hilfsflügelstellung und Größe einen bestimmten Betrag der Zirkulation, nämlich den, der die Bedingung des tangentialen Abstromes gewährleistet. Es zeigt sich, daß die Strömung am Hilfsflügel abzureißen beginnt, wenn der für den tangentialen Abstrom erforderliche Betrag der Zirkulation vom Hilfsflügel nicht aufgebracht werden kann. Im folgenden sei untersucht, was erfolgt, wenn die Zirkulation für eine bestimmte Hilfsflügelanordnung vergrößert wird. Es sei dabei angenommen, daß die Vergrößerung der Zirkulation ohne Veränderung hinsichtlich Lage und Form des Hilfsflügels möglich wäre.

Die Zunahme der Störungsgeschwindigkeit v' bzw. die Abnahme der wirklichen Durchflußgeschwindigkeit e_e erfolgen alsdann linear mit Γ. Anderseits ergibt sich die kinetische Energie des Luftbandes als eine kubische Funktion von v_e. In Abb. 10 sind v_e und die kinetische Energie E als Funktionen der Hilfsflügelzirkulation für die Stellung II aufgetragen. Man ersieht hieraus, daß eine weitere Zunahme von Γ über den für den tangentialen Abstrom erforderlichen Betrag hinaus eine weitere Abnahme der Durchflußgeschwindigkeiten v_e und damit Reduktion der Drücke über dem Hinterflügel mit sich bringen. Gleichzeitig bemerkt man jedoch auch eine starke Abnahme der kinetischen Energie des Luftbandes. Hand in Hand mit dieser Erscheinung geht das Anwachsen des Totwassergebietes auf dem Rücken des Hauptprofils, da die Energie nicht mehr ausreicht, um die Grenzschicht wegzuspülen. Aus diesem Grunde erscheint es nicht nur unzweckmäßig, sondern geradezu schädlich, die Zirkulation über den durch die Abstrombedingungen gegebenen Betrag hinaus zu steigern.

Der Versuch bestätigt, daß eine zu große Hilfsflügelzirkulation aus diesem Grunde keine besonders hohen Auftriebsbeiwerte erreichen läßt. Zu diesem Zwecke wurde ein unterteilter Tragflügel mit einem Hilfsflügel von relativ großer Tiefe und relativ großem Anstellwinkel, auf die Strömung bezogen, gemessen[1]).

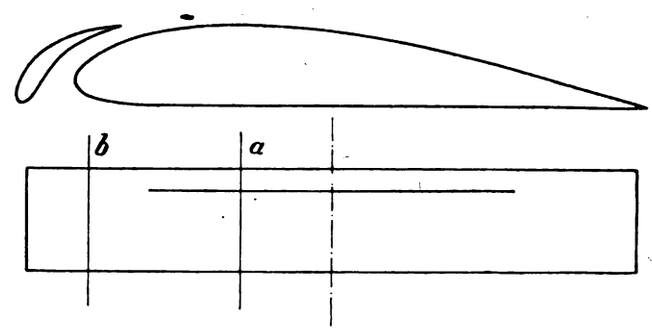


Abb. 11.

8. Zusammenfassung.

Um die Erkenntnis der Vorgänge an unterteilten Profilen zu erweitern, wird ein Verfahren angegeben, bei welchem mit Hilfe einer konformen Abbildung ein Hauptflügel mit vorgelagertem Hilfsflügel entsteht. Der Hauptflügel besitzt ein Joukowsky-Profil, während der Hilfsflügel durch eine Reihe von Wirbeln, die auf einer Kurve sitzen, gebildet wird. Diese Kurve soll dem »Skelett« des Hilfsflügelprofils entsprechen. Über dem Hilfsflügel wird mit Annäherung an praktische Druckverteilungsmessungen eine dreieckige Verteilung der Zirkulation angenommen. Hierauf werden bei Annahme einer reibungsfreien, ebenen Strömung in überschlägiger, vorwiegend graphischer Weise die Durchflußkomponenten durch den Spalt bei verschiedenen Hilfsflügelanordnungen berechnet und der Einfluß des Hilfsflügels auf die Druckverteilung des Hauptflügels und die kinetische Energie des Luftbandes ermittelt.

Auf Grund dieser Betrachtungen, die jedoch keinen Anspruch auf eine strenge Lösung des Problems machen, können folgende Grundsätze aufgestellt werden:

1. Durch den Einfluß der Zirkulation des Hilfsflügels wird eine Reduktion des Unterdruckgebietes über dem Vorderteil des Hauptflügels erzeugt. Dieser Einfluß klingt nach der Hinterkante zu ziemlich schnell ab.

2. Für jede Hilfsflügelanordnung gibt es einen bestimmten Betrag der Zirkulation, durch welchen die Bedingung tangentialen Abstromes an der Hilfsflügelhinterkante gewährleistet wird. Wird dieser Betrag der Zirkulation vom Hilfsflügel nicht aufgebracht, so reißt die Strömung schon vor der Hinterkante ab. Wird dieser Betrag überschritten, so ergibt sich zwar eine weitere Druckreduktion über dem Hauptflügel. Gleichzeitig nimmt jedoch die kinetische Energie des Luftstreifens proportional mit der 3. Potenz

[1]) Über derartige Windkanalversuche soll in einer folgenden Mitteilung berichtet werden.

Digitized by Google

der Durchflußgeschwindigkeit ab. Infolgedessen reißt die Strömung am Hauptflügel durch die Überhandnahme des Totwassergebietes ab.

3. Eine genügend große Beeinflussung der Druckverteilung des Hauptflügels durch den Hilfsflügel ist nur bei genügend kleinem Abstand der beiden Flügel möglich. Wird der Abstand zu groß, so erlischt der Einfluß.

b) Strömungsversuche.

In dem Aufsatz »Das unterteilte Flächenprofil«[1]) waren vom Verfasser bereits einige Strömungsbilder veröffentlicht worden, die in der Versuchsrinne des Wasserbaulaboratoriums an der Technischen Hochschule zu Darmstadt gewonnen worden waren. Hierbei hatten sich jedoch beim Versuch erhebliche Schwierigkeiten ergeben, die Stromlinien unter Wasser in deutlicher und für die Reproduktion geeigneter Weise sichtbar zu machen. Aus diesem Grunde wurden in der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen im Winter 1921 weitere Strömungsversuche vorgenommen, wobei die Sichtbarmachung der Stromlinien mit Hilfe von Salmiakrauch erfolgte.

Das verwendete Modell ist aus Abb. 11 ersichtlich. Der Schlitz war an den Flügelenden durch Ausfüllung mit Gips verschlossen.

Da der große Kanal der Göttinger Anstalt keinen Abzug für den Rauch besitzt, mußten die Versuche im kleinen Kanal der Anstalt vorgenommen werden. Infolge des geringeren Strahldurchmessers mußte das Modell in einer Blende befestigt werden, so daß es nur mit der Hälfte der Spannweite in den Luftstrom hineinragte. Die Ausbildung dieser Blende ist aus Abb. 12 ersichtlich. Die Tafel a besitzt einen kreisrunden Ausschnitt. Vor diesem Ausschnitt sitzt die Blechscheibe *b* mit der Öffnung *c*, durch welche das Modell heraussieht. Die Scheibe *b* kann verdreht und mittels Klammern *d* fixiert werden, entsprechend den verschiedenen Anstellwinkeln des Modells. An der Scheibe *b* ist der Tisch *d* befestigt, auf welchem das Modell ruht. Die Öffnung *c* schließlich wird nach der Befestigung des Modells mit Papier verklebt.

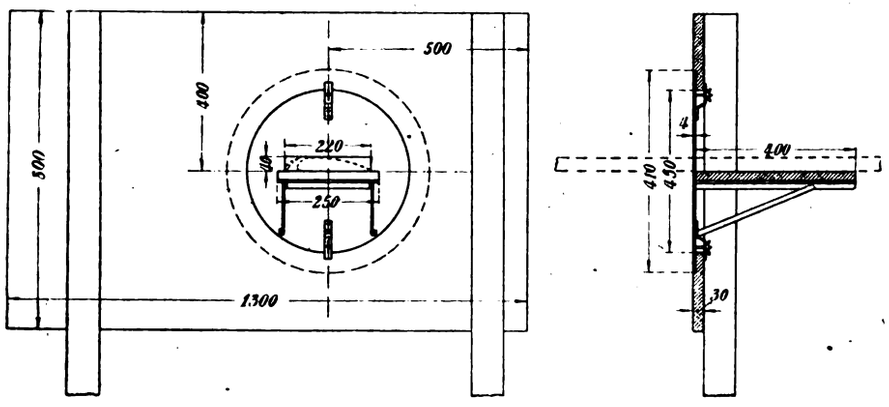


Abb. 12.

Der Raucherzeuger (Abb. 13) besteht aus drei Flaschen. In der ersten Flasche von rechts befindet sich Salzsäure, in der zweiten Ammoniak. Beide Flaschen stehen in einem Wasserbad, das durch einen Bunsenbrenner erwärmt werden kann. Eine kleine durch einen Elektromotor angetriebene Pumpe bläst den erzeugten Salmiaknebel in ein Sammelgefäß und von dort aus in ein Rohr mit Tropfenprofil. Dieses Rohr, welches verschiedene düsenartige Ansätze besitzt, aus welchen der Salmiaknebel striemenartig in den Luftstrom austritt, wird in die Düse des Kanals eingesetzt[2]).

Am geeignetsten für diese Versuche erwiesen sich Windgeschwindigkeiten von 5 bis 20 m/s. Bei größeren Geschwindigkeiten wurden die Rauchfäden zu undeutlich.

Abb. 14 zeigt das Modell im Kanal, eingespannt in die Blende. Vor dem Modell ist das vertikal angeordnete Rohr mit den sechs Mündungen, aus welchen die Rauchfäden austreten, sichtbar.

Strömungsbilder.

Abb. 15 zeigt die gesunde Flügelströmung am Schlitz an der Stelle *a* (Abb. 11) bei einem Anstellwinkel des Modells von ungefähr 21° (der Schlitz ist auf der Aufnahme unsichtbar, da das Modell an den Enden verschlossen ist).

Abb. 16 und 17 zeigen die abgerissene Strömung am normalen ungeschlitzten Profil an der Stelle *b* unter gleichen Bedingungen.

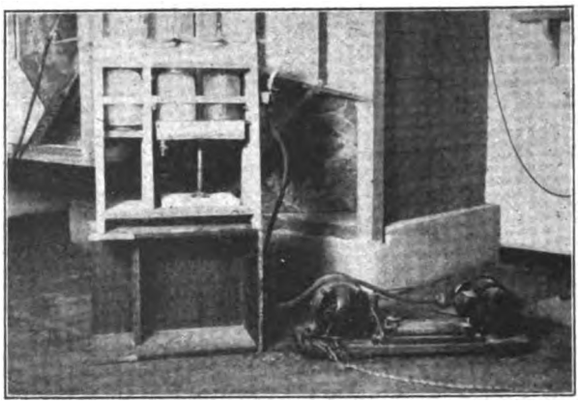


Abb. 13.

Bei diesen Versuchen ergab sich in Übereinstimmung mit der Tragflügeltheorie, daß gemäß der von der Halbellipse etwas abweichenden Auftriebsverteilung über der Spannweite das Abreißen in der Mitte des Flügels beginnt, während die Strömung an den Flügelenden noch verhältnismäßig lange haftet. Hierfür dürfte allerdings auch der mittlere Schlitz zum Teil verantwortlich sein.

Abb. 18 zeigt eine »gesunde« Flügelströmung an den ungeschlitzten Flügelenden (*b*) bei einem Anstellwinkel von 27° und einer Windgeschwindigkeit von 10 m/s. Erst wenn die Windgeschwindigkeit auf ungefähr 3 m/s herabgestzt wurde, konnte die Strömung auch an dieser Stelle zum Abreißen gebracht werden (Abb. 19). Das Entstehen und die Ausdehnung des turbulenten Totwasserraums auf der Saugseite des Profils ist hierbei deutlich erkennbar.

Abb. 20 zeigt die Strömung beim gleichen Anstellwinkel am Schlitzprofil (*a*). Das Strömungsbild zeigt im wesentlichen den gleichen Charakter wie in Abb. 19, mit dem Unterschied, daß sich die unterste Stromlinie auf der Saugseite etwas stärker vom Rücken des Profils abgehoben hat. Diese Erscheinung dürfte darauf hindeuten, daß der Schlitzeffekt nach der Hinterkante zu abklingt. Der Totwasserbereich wirkt ähnlich wie ein Keil, der sich von der Hinterkante ausgehend mit zunehmenden Anstellwinkeln allmählich zwischen Saugseite und Strömung schiebt.

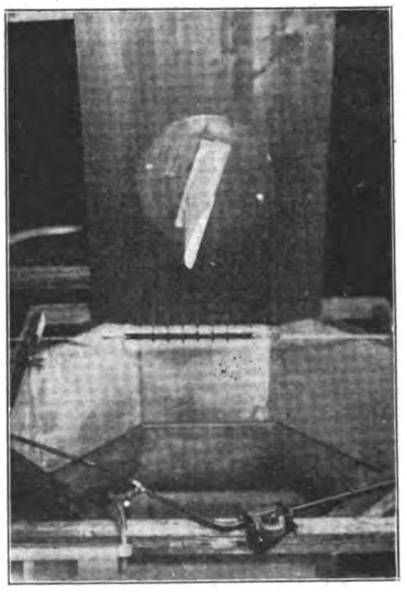


Abb. 14.

[1]) Lachmann, Das unterteilte Flügelprofil, ZFM Jahrg. 1921, Heft Nr. 11.

[2]) Eine genauere Beschreibung folgt in der in Vorbereitung befindlichen zweiten Lieferung der »Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen«.

Digitized by Google

Um festzustellen, ob bei kleinen positiven Anstellwinkeln bereits Luft durch den Schlitz strömt, wurde bei Abb. 21 der Rauch auf der Druckseite des Profils angeblasen. Der Anstellwinkel betrug hierbei + 1°. Es ist deutlich zu erkennen, wie der Rauch durch den Schlitz hindurch auf die Oberseite des Profils gesaugt wird. Abb. 22 ist bei einem Anstellwinkel von — 6° aufgenommen worden. Dieser Versuch zeigt sehr deutlich das Abreißen der Strömung auf der Druckseite des Profils. Zur Darstellung des Totwasserraumes wurde der Rauch von der Hinterkante aus zugeführt. Er füllte hierdurch das Totwasserbereich vollkommen aus und zeigte auf diese Weise seine Grenzen sehr deutlich. Diese beiden letzten Versuche sollen dazu beitragen, die Ursache für das Auftreten

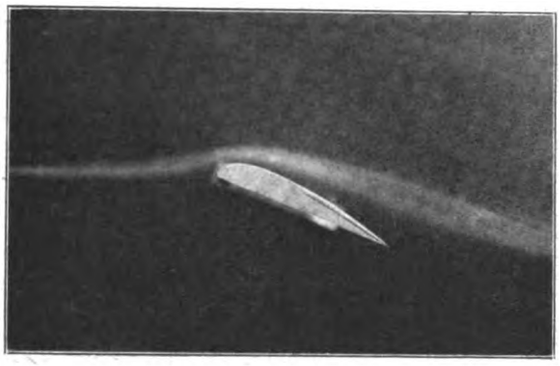


Abb. 15.

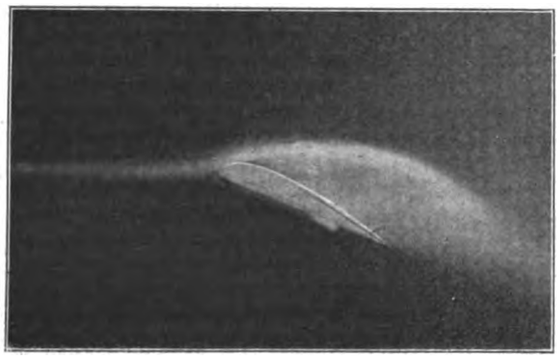


Abb. 16.

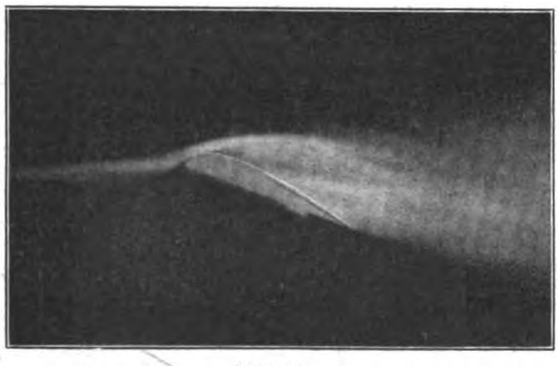


Abb. 17.

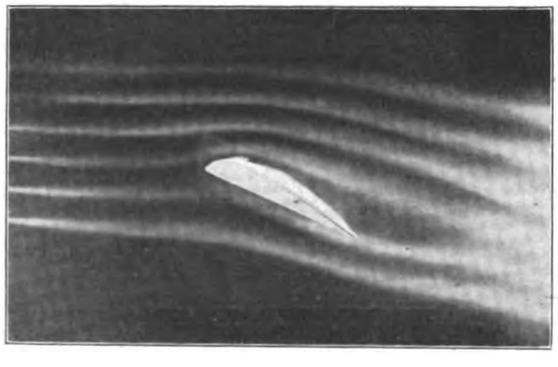


Abb. 18.

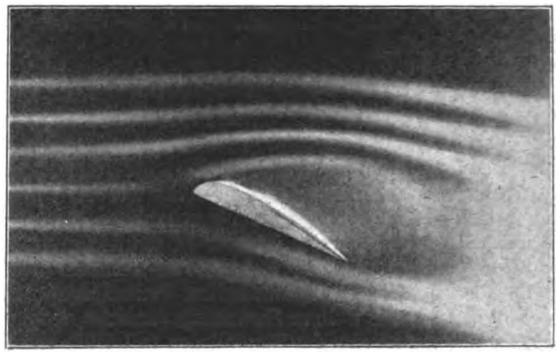


Abb. 19.

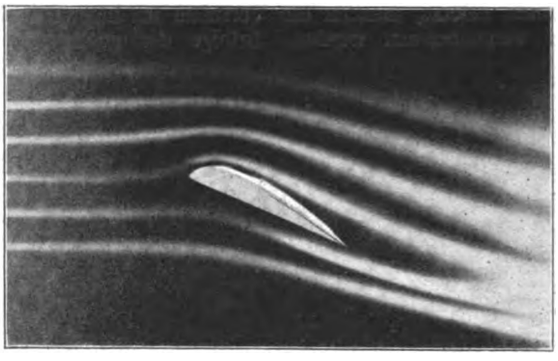


Abb. 20.

Abb. 21.

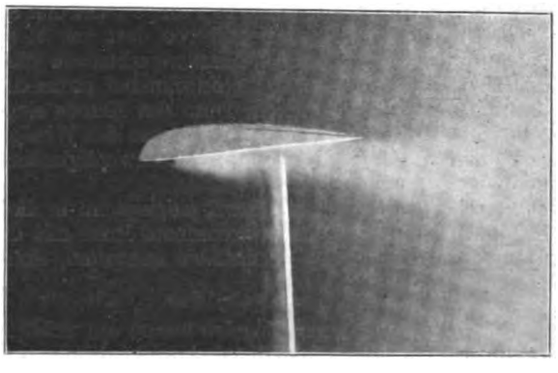


Abb. 22.

Digitized by Google

des Knickes in der Polare bei unterteilten Profilen mit einem ziemlich dicht hinter der Vorderkante liegenden Schlitz zu klären[1]). Aller Voraussicht nach stellt sich dieser Vorgang so dar, daß beim Übergang von negativen zu positiven Anstellwinkeln das Totwasser, welches sich an der Nase des Hilfsflügels bildet, infolge des starken Druckunterschiedes durch den Schlitz gespült wird und auf die Saugseite des Profils gelangt.

Berichtigung.

Flügelfederung und Flügelsteuerung. Von Herrn Dipl.-Ing. Joachimczyk erhielten wir folgende Zuschrift: »In Heft Nr. 23 der Zeitschrift wird in einem Artikel des Herrn v. Lößl durch den Zusatz ‚D. R. P. a.' der Anschein erweckt, als wenn die dort angeführte Flügelfederung bzw. Flügelsteuerung eine neue Erfindung darstelle. Demgegenüber bitte ich berichtigend darauf hinweisen zu wollen, daß der von mir konstruierte, gebaute und bereits im Jahre 1910 auf dem Flugplatz Bork geflogene Tandemeindecker um die vordere Holmachse drehbare Flügel besaß, deren Einstellwinkel von der auch im Fluge mittels Handhebels beeinflußbaren Spannung zwischengeschalteter Federn abhängig war. Der zugrunde liegende Patentanspruch Nr. 1 der Patentanmeldung vom 10. Juli 1910 lautete wörtlich: ». . . dadurch gekennzeichnet, daß die Tragflächen um eine horizontale Achse drehbar angeordnet sind und durch Federn, die nachstellbar sein können, in einem Winkel zur Flugrichtung erhalten werden.«

Zur obigen Berichtigung bittet uns Herr Dipl.-Ing. R. v. Lößl folgende Erwiderung bekanntzugeben: »Herr Joachimczyk ist nicht in der Lage, zu beurteilen, in welcher Art und in welchem Umfange die Patentanmeldung gehalten ist und kann daher zu derselben auch schwerlich Stellung nehmen. Bemerkt sei nur, daß diese sich nicht lediglich auf einen federnden nachgiebigen Flügel bezieht, sondern vor allem auf eine korrekte Steuerung nach dem Betzschen Verfahren mit Korrektureinrichtung, und daß dieses Verfahren Herrn Joachimczyk im Jahre 1910 unmöglich bekannt sein konnte, da es von Herrn Dr. Betz erst viel später ausgearbeitet wurde. Herr Joachimczyk hat auch in der bisherigen Korrespondenz stets betont, daß bei seiner Einrichtung eine derartige Wirkung ebenfalls eintreten könne, aber niemals, daß er dies s. Zt. beabsichtigt hat. Eine ähnliche Wirkung tritt aber bei jedem nachgiebigen Flügel, also auch bei federnden Rippen oder Rippenenden ein. Hier könnte mit viel mehr Recht der bekannte französische Konstrukteur Bréguet Einspruch erheben. Wie bemerkt, beabsichtigte die damalige Vorrichtung jedoch lediglich einen weicheren Flug oder eine leichtere Steuerbarkeit, aber keine Energiegewinnung.«

Bücherbesprechungen.

Janes „All the World's Aircraft 1922". Vorliegende Ausgabe bringt in der bekannten äußeren Form und soliden Ausführung die Fortschritte auf dem gesamten Gebiete der Luftfahrt der Welt bis zum Dezember 1921. In dem von C. G. Grey verfaßten Vorwort wird festgestellt, daß bemerkenswerterweise im Jahre 1921 mehr Flugzeuge gebaut worden sind als in den beiden vorhergehenden Jahren zusammen. Über die Gründe kann man verschiedener Meinung sein.

Grundlegend geändert in der vorliegenden Ausgabe ist die Stoffeinteilung, und zwar ist im Teil A »Geschichtliches« gesondert und im Teil B die Rubrik »Flugzeuge« ebenfalls für sich behandelt, was die Handhabung des Buches verbessert und das Nachschlagen erleichtert. Alle wiedergegebenen Typen sind Neubauten aus dem Jahre 1921 oder in diesem Jahr noch im Gebrauch befindliche Typen. Besondere Kapitel sind den Hubschraubern und den motorlosen Flugzeugen gewidmet; ersteren, weil die öffentliche Presse durch mehrfache Versuche aus neuster Zeit auf dieses Gebiet aufmerksam geworden ist, wozu die Veröffentlichungen des gefesselten Hubschraubers Petroczy-Kármán wesentlich beigetragen haben mögen; den Gleitflugzeugen aber mit viel mehr Berechtigung, weil sie unumstritten bereits positive Fortschritte geschafft haben und, wie auch Grey sagt, Versuche und Arbeiten dieser Art als Ergänzung der immerhin nicht unbedingt zuverlässigen Windkanalversuche notwendig sind. Schließlich wird festgestellt, daß die in Deutschland verwendeten Motorflugzeuge genau den Bestimmungen der Interalliierten Luftfahrt-Überwachungs-Kommission entsprechen und die Flugzeugkonstrukteure bereits Nutzen daraus gezogen hätten, nachdem sie wieder uneingeschränkt bauen durften. Diese Bemerkung läßt keinen Zweifel darüber, daß man bei klarer Überlegung einzusehen beginnt, wie sehr man sich durch die Knebelung der deutschen Industrie ins eigene Fleisch geschnitten hat, zumal gleichzeitig rückhaltslos die beachtenswerten Erfolge des deutschen Luftverkehrs anerkannt werden, die errungen wurden, trotzdem er in dem Berichtsjahr mit veralteten Bauarten arbeiten mußte.

In Kapitel C werden die Motoren behandelt, in deren Entwicklung leider nur ein geringer Fortschritt erkennbar ist. Man vermißt Motoren für die Verwendung von Schwerölen, denn nur darin kann die Sicherheit gegen Brandgefahr gesucht werden, nicht in bruchsicheren Tanks oder Fallschirmen.

Kapitel D »Luftschiffe« ist recht kümmerlich, was nicht weiter wundernehmen kann. Es wird noch einige Jahre dauern, ehe die Welt sich den Luxus solcher Verkehrsmittel mit ihrem ungeheuer kostspieligen Organisationsapparat leisten kann. Luxus in den Augen der jetzt Lebenden wenigstens, denn wer kauft sich wohl ein Auto, wenn er sich kaum ein Paar Stiefel leisten kann. Bemerkenswert ist nur die ausführliche Darstellung der Basenachschen Versuche. Diese Zusammenstellung findet sich in der Literatur hier wohl zum ersten Male.

Unter dem Titel »Die technische Entwicklung des Flugzeuges 1919/21« folgt dann eine Abhandlung von dem bekannten techn. Schriftleiter der Zeitschrift »The Aeroplane«, W. H. Sayers. Der Stoff des Themas ist knapp und klar entwickelt, wobei der Verfasser zwei Wege unterscheidet, die für die Umstellung auf Verkehrsflugzeuge nach dem Kriege beschritten wurden. Der erste und naheliegendste: die Einzelteile der Konstruktionsnormalien des Flugzeuges zu verbessern, das sich während des Krieges entwickelt hat. Der zweite: losgetrennt vom Hergebrachten wesentlich neue Typen zu entwickeln. Einen breiten Raum nimmt erklärlicherweise in diesen Ausführungen das Tragwerk und seine Profilierung ein, in welcher Verbindung Tragflächenbelastung und Reise- und Landegeschwindigkeit in ihrem Zusammenhange für Handelsflugzeuge kritisch beleuchtet werden. Schließlich geht Sayers zu den Tragflächen für hohen Auftrieb über und anerkennt die Bedeutung der Neuorientierung in Richtung der Entwicklung zum freitragenden verspannungslosen Eindecker. Er betont dabei die Schwierigkeiten in der Klärung gewisser aerodynamischer Erscheinungen und der baulichen Probleme, woraus erkennbar ist, daß im Ausland die mit dieser Neuorientierung verbundenen Fragen immer noch unvollkommen geklärt sind, während in Deutschland das freitragende verspannungslose Flugzeug bereits Normalform geworden ist. Die geschichtliche Entwicklung der neuen Richtung wird nur kurz berührt und unvollständig dargestellt. Während der Antoinette-»Monobloc«-Eindecker in seiner historischen, für die praktische Entwicklung jedoch bedeutungslosen Rolle erwähnt wird, ist dem Verfasser zu jener Zeit das frühe Datum des bekannten Junkers-Patentes sowie seine ausschlaggebende historische Bedeutung offenbar noch unbekannt gewesen.

Das Streben nach Objektivität, auch den deutschen flugtechnischen Arbeiten gegenüber, kommt darin zum Ausdruck, daß der Herausgeber den Ideenreichtum und die Mannigfaltigkeit der Typenentwicklung in Deutschland mehrfach ausdrücklich anerkennt, z. B. insbesondere anläßlich der Besprechung der verschiedenen damals neu entstandenen Dornier-Flugzeuge. Offermann.

Verhandlungen des Reichseisenbahnrats. (Niederschriften, Vorlagen, Mitteilungen.) Herausgegeben von Reichsverkehrsministerium. Heft 1 und 2 enthalten die Verhandlungen des Jahres 1922. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin. Grundpreis Heft 1 M. 3, Heft 2 M. 0,60 mal Teuerungszahl des Buchhandels.

Für die immer größer werdende Zahl derer, die aufmerksam die Entwicklung der Tarifpolitik verfolgen, ist soeben eine wichtige Veröffentlichung erschienen. Die Verhandlungen des Reichseisenbahnrats liegen nunmehr im Wortlaut vor. Bisher erschienen zwei Hefte enthaltend die Verhandlungen bis Ende 1922. Die weiteren Hefte erscheinen möglichst rasch nach Abschluß der Verhandlungen, so daß das neueste Material sehr rasch gedruckt zu haben ist. Der Wert dieser Veröffentlichungen liegt nicht so sehr im reinen Zahlenmaterial, sondern in dem klaren Bild, welches sich daraus über Grundsätze und Ziele der staatlichen Tarifpolitik ergibt. Volkswirtschaftler, Handelsredakteure, Abgeordnete, Speditionsfirmen, Industriewerke, Handelskammern usw. werden den Heften die größte Aufmerksamkeit schenken müssen. Kli.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Mai: 3000.

[1]) Siehe hierzu Wieselsberger, Untersuchungen über Handley Page-Flügel. ZFM 1921, Heft 11.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Liste derjenigen Flugzeuge, die in Anwendung der Begriffsbestimmungen für den Luftfahrzeugbau als »zivile« Flugzeugtypen von der Interalliierten Luftfahrt-Überwachungs-Kommission bezeichnet worden sind.

Lfd. Nr.	Bezeichnung des Flugzeuges	Verwendeter Motor	Fabrik
23	Albatros L. 47	Benz 260 PS	Albatros Gesellschaft für Flugzeugunternehmung. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugplatz
24	Caspar Sport-Wasserflugzeug	Siemens 60 PS	Casparwerke G. m. b. H., Travemünde-Priwall
25	Carl Delville	Gnôme 50 PS	
26	Junkers Trihoch	Siemens 50 PS oder Mercedes 120 PS	Junkers Flugzeugwerk A.-G., Dessau
27	Rieseler Sport	Haacke 28 PS	Stahlwerk Mark, Breslau
28	Udet-Sport	Haacke 35 PS	Udet Flugzeugbau, München
29	Scheubeck	Gnôme 50 PS	Scheubeck, Reinhausen

23/14. 8.

Eine Wintersegelschule auf der Rhön (Wasserkuppe) ist von der Weltensegler G. m. b. H. während der Wintermonate unterhalten worden. Start und Landung der Segelflugzeuge machten infolge der alle Unebenheiten des Gebirges ausgleichenden Schneedecke keine Schwierigkeiten, auch wurde der Rücktransport der Flugzeuge zur Startstelle durch die geringe Bodenreibung beim Ziehen der Maschine erleichtert. Das Anbringen besonderer Schneekufen war nicht erforderlich. Sämtliche Flüge wurden mit den normalen auch im Sommer verwendeten Kufen ausgeführt.

Nachteilig wirkten die ständigen feuchten Nebel, die die Maschinen in den Hallen vollkommen durchnäßten und der starke Frost, der ein Ausbessern von Flugzeugen äußerst schwierig machte. Mit dem Schuldoppeldecker »Frohe Welt« wurden drei Segelflugzeugführer-Prüfungen von schwedischen Flugschülern abgelegt. **23/18. 6.**

Frankreich.

Zu dem Pressefeldzug des Echo de Paris gegen die deutsche Luftfahrt (23/7. 3, 14. 4) äußert sich L'Echo du Rhin. Das Blatt erörtert Deutschlands Weigerung, der I. K. L. beizutreten, falls es nicht als völlig gleichberechtigt behandelt wird, und hält es für unklug, wenn Deutschland von seinem ihm seit dem 1. 1. 23 zustehenden Recht, den Durchflug fremder Luftfahrzeuge durch deutschen Luftraum zu verbieten, Gebrauch machen würde, denn dann könnte sich Deutschland darauf gefaßt machen, daß man versuchen würde, die deutsche Luftfahrt als Pfand in die Hände zu bekommen. Wenn Deutschland etwa den Luftverkehr Paris—Prag unterbinden würde, so würde das dem Pressefeldzug des L'Echo de Paris nur um so größere Wirkung verleihen. (L'Echo du Rhin, 10. 3. 23.) **23/17. 8.**

»Le Sportman«, Paris, schreibt: »Kann die deutsche Luftfahrt unterdrückt werden? Wir glauben es nicht und bedauern, daß ein Pressefeldzug diesen phantastischen Wunsch verfolgt.

Man weiß, daß der Friedensvertrag die militärische und maritime deutsche Luftfahrt aufhob, um unseren Exfeinden nur eine zivile Luftfahrt zu lassen. Die Frage der Luftfahrt — eine der wichtigsten des Friedensvertrages — hatte den Zusammentritt einer großen Sachverständigen-Kommission der Verbündeten erfordert. Die von den französischen Experten einstimmig beschlossene vollständige Unterdrückung der deutschen Luftfahrt stieß auf den Widerstand der Herren Wilson und Lloyd George. Ersterer erklärte, daß man Deutschland nicht ein Verkehrsmittel entziehen könnte, das in Zukunft ebenso praktisch werden wird wie die Eisenbahn und das Automobil.

Unser Kollege nimmt also wieder den Antrag der französischen Luftfahrtexperten der Friedenskonferenz auf. Es ist wirklich phantastisch, zu glauben, daß Frankreich aus eigener Machtvollkommenheit den Versailler Vertrag ändern könnte, indem es ihn verschärft. Diese Frage müßte vor den Botschafterrat gebracht werden, der sich vor der Wichtigkeit der Frage zweifellos schnell zurückziehen würde.

Welcher beschränkte Geist könnte glauben, daß Frankreich jemals die ganze Welt herausfordern wird, um des einzigen Vorteils willen, daß es Deutschland offiziell nicht mehr Flugzeuge fabrizieren sehen will.

Wir sind überzeugt, daß wir dieses Verbot niemals erreichen werden; darum ist es gefährlich, die ganze öffentliche Meinung irre zu führen, indem man ihr als Ziel dieses Verbots eine Verminderung der Lasten unserer Luftfahrt zeigt.

Wird die Aufhebung der deutschen Luftfahrt die Aufhebung unserer Armee zur Folge haben? Verrückt wäre, wer das glauben könnte. Die Armee wird weiter bestehen, und solange sie weiter besteht, wird das Flugzeug ihre beste Waffe bleiben.

Wir für unser Teil bedauern, daß solche Feldzüge, von denen man keinerlei Erfolg erwarten kann, die Aufmerksamkeit der öffentlichen Meinung von der Notwendigkeit einer wichtigen finanziellen und moralischen Anstrengung zugunsten unserer Luftfahrt ablenken.

Anstatt immer nur auf das zu achten, was die Deutschen machen, wollen wir uns doch lieber damit beschäftigen, unsere Luftverkehrslinien im Gang zu halten und Luftfahrzeuge zu besitzen, die bequem, sicher und schnell sind und wollen wir uns nicht mit Phantastereien abgeben.« **23/14. 4.**

Georges Houard schreibt in der Zeitschrift »Les Ailes« folgendes: »Es ist fraglich, ob die vorgeschlagene Maßnahme (Pfandergreifung der deutschen Luftfahrt. (23/7. 3) D. Ber.) wirklich wirkungsvoll sein würde. Würde die Gefahr behoben sein, weil die deutschen Werkstätten und Laboratorien geschlossen wären? Würde Frankreich gegen einen deutschen Luftangriff gewappnet sein, weil die deutschen Luftfahrzeuge beschlagnahmt wären? Das ist sehr zweifelhaft. Niemand könnte Junkers, Rumpler und Dornier daran hindern, Rußland zu ihrem Tätigkeitsgebiet zu machen.

Wenn die Unterdrückung der deutschen Luftgefahr es Frankreich gestatten sollte, in Untätigkeit zu verharren, was dazu führen würde, seine Bemühungen auf Stärkung und Verbesserung seiner Luftstellung zu schwächen, würde dann kein Grund vorhanden sein zu der Befürchtung, daß deutsche, in Rußland hergestellte Luftfahrzeuge ein rauhes Erwachen verursachen könnten? Es dürfte besser sein, Deutschland darin freie Hand zu lassen, herzustellen, was es innerhalb der von den Alliierten festgelegten und von ihm angenommenen Grenzen will. (Les Ailes, 25. 1. 1923.) **23/15. 4.**

»**Frankreich — Herr der Luft**« lautet ein Aufsatz des früheren Luftattachés der Vereinigten Staaten in Paris, Major L. H. Brereton im U. S. Air Service. Der Verfasser führt den großen Einfluß der französischen Öffentlichkeit auf das Luftfahrwesen auf drei Hauptursachen zurück.

1. Wunsch und Notwendigkeit eines nationalen Verteidigungsmittels, das, wie die Erfahrung beweist, für die künftige Kriegführung äußerst wirkungsvoll ist.

2. Streben nach industrieller Entwicklung Frankreichs über seine Mitbewerber auf dem Weltmarkte hinaus.

3. Abenteuerliche und romantische Züge im französischen Volkscharakter.

Die vorstehenden Bestrebungen finden ihren Ausfluß durch den nationalen Verteidigungsrat, der die militärische und industrielle

Digitized by Google

Mobilmachung der Luftfahrt vorbereitet hat und die betreffenden amtlichen und gewerblichen Stellen unmittelbar beeinflußt.

Im Kriege hat die Luftfahrt drei Hauptaufgaben zu erfüllen: 1. Sie hat sich einzusetzen als machtvoller unabhängiger Kampffaktor. 2. Sie hat sofort bei Beginn der Feindseligkeiten die Offensive zu ergreifen und mit den anderen Waffen zusammenzuarbeiten als Aufklärungs-, Nachrichten- und Verbindungsmittel. 3. Sie hat in Kriegszeiten als Mittel des Verkehrs und wirtschaftlichen Austauschs mit anderen Nationen zu dienen. (? D. Ber.)

Frankreich ist seiner geographischen Lage wegen Luftangriffen besonders ausgesetzt; es fürchtet nach Deutschland in erster Linie England, denn beide Länder sind in der Geschichte stets die Hauptgegner Frankreichs, entweder einzeln oder zusammen, gewesen. Heute ist Frankreich die erste Militärmacht der Welt. Bei defensiver Kriegsführung würde es sich selbst gegen zwei Mächte behaupten können. Diese Überlegenheit kann es nicht behalten, wenn sich Deutschland wieder zu einer Gefahr entwickelt. In dem gleichen Maße, in welchem die Heeresstreitkräfte Frankreichs verringert werden, muß die Luftmacht verstärkt werden. In diesem Sinne werden für Militär- und Handelsluftfahrt erhebliche Geldmittel aufgewendet. Die Wirksamkeit des französischen Systems der Luftverteidigung beruht darauf, daß Frankreich einen aktiven Dienststand besitzt.

Der Verfasser bespricht das französische Rekrutierungssystem, u. a. die Einrichtung der Vorschulen für künftige Militärflieger, und den militärischen Ausbildungsgang, die geldlichen und sonstigen Vorteile für Militärflieger, die späteren jährlichen Übungszeiten usw., er erwähnt auch die über das ganze Land verteilten Flugzentralen, wo Reserveflieger Gelegenheit zu praktischer Fliegerbetätigung finden, sowie die vielen Flugwettbewerbe, die meistens mit zahlreichen und freigebigen Preisen ausgestattet sind. Die Wichtigkeit dieses Reservesystems geht schon daraus hervor, daß Frankreich während der letzten drei Jahre durchschnittlich 800 Flieger jährlich ausbilden und außerdem jährlich 250 zu Dienstleistungen einberufen konnte. Der größte Teil der Flieger hat Unteroffizierrang; als Beobachter dienen Offiziere. Neben der Fliegerausbildung läuft eine ähnliche Organisation zur Schulung von Flugmechanikerpersonal einher.

Nach den Mobilmachungsplänen des Kriegsdepartements hat die Luftfahrt den Vorrang vor anderen Waffen. Die Kriegsreserve umfaßt 4800 moderne Luftfahrzeuge verschiedener Bauart. Die Kriegsvorräte werden dauernd durch modernes Material ergänzt. Die Lagerbestände älteren Datums werden laufend für den praktischen Dienst ausgegeben, in welchem neue Bauarten nur zu Schulzwecken Verwendung finden. Während die vollständige Mobilmachung des Heeres 72 h dauert, kann die Luftmacht bereits in 36 h frontbereit sein. Dieser Vorsprung von 36 h wird genügen, um Unordnung in den feindlichen Aufmarsch zu bringen und die Grenze zu schützen, bis das Landheer kampfbereit ist. (U. S. Air Service, Februar 1923.) **28/15. 8.**

Holland.

Ein Vortrag Fokkers über die Bedeutung des Luftfahrwesens vor den amtlichen niederländischen Stellen fand kürzlich statt. Fokker entwickelte namentlich das Wesen der Kriegsluftfahrt und seine Bedeutung für kleine Länder, für welche die Luftflotte das billigste Verteidigungsmittel sei. Eingehend schildert er die Erfolge der Amerikaner mit Seeflugzeugen gegen Kriegsschiffe.

Die Zivilluftfahrt kann der Kriegsluftfahrt mittelbar nutzbar gemacht werden durch Bereitstellung ihrer Einrichtungen, der Flughäfen und des Personals. Die Zukunft des Zivilluftverkehrs betrachtete der Redner als erfolgverheißend, wenn nur erst das Interesse der Allgemeinheit größer würde und der Verkehrsumfang zunähme. Zur Propagierung des Luftfahrwesens müssen Luftfahrzeuge im Auslande die Flagge zeigen, Wettbewerbe müssen besucht und Ausstellungen beschickt werden. Als Hauptvorbedingung für die Entwicklung des Zivilluftverkehrs sieht Fokker eine gute Bodenorganisation an.

Am Schluß seines Vortrages wendet er sich gegen die Haltung des niederländischen Kolonialministeriums, das von den Aufträgen für Niederländisch-Indien nicht weniger als 93½ vH in England untergebracht habe, während die niederländische Industrie nur die restlichen 6½ vH des benötigten Luftfahrtgeräts lieferte. Er verlangte im Interesse der Landesverteidigung und Wirtschaft eine nationale holländische Politik auch auf dem Gebiete des Luftfahrwesens. **28/16. 11.**

Die Erlaubnis zum Luftverkehr Amsterdam—Paris wurde, wie der »Telegraaf« meldet, der K.L.M. von der französischen Regierung verweigert, weil Holland nicht Mitglied der internationalen Luftkonvention ist und ein besonderes französisch-holländisches Luftabkommen nicht besteht. Die K.L.M. kann daher nur die Strecke Amsterdam—Brüssel befliegen, während der Abschnitt Brüssel—Paris von der französischen Compagnie des Messageries Aériennes betrieben wird. **23/14. 7.**

Vereinigte Staaten von Amerika.

Der amerikanische Luftfahrthaushaltsplan für das Rechnungsjahr 1923/24 beläuft sich auf insgesamt Doll. 29311450. Für das Militärluftfahrwesen werden Doll. 12815000 gegen Doll. 12895000 im Vorjahre gefordert.

Für die Marineluftfahrt sind Doll. 14789950 gegen Doll. 14803560 im Vorjahre ausgeworfen; hiervon Doll. 275000 für eine Flugzeugfabrik, Heliumfabrik und Versuchsanstalt, ferner Doll. 6290000 für die Luftbewaffnung von Kriegsschiffen, darunter Doll. 350000 für Katapulte.

Die Luftpost ist in dem Haushaltsplan mit Doll. 1500000 für den Betrieb des Luftpostdienstes zwischen New York und San Franzisko bedacht. Im Vorjahre waren hierfür Doll. 1900000 ausgeworfen. (L'Aéronautique Nr. 45 vom Februar 1923.) **23/13. 8.**

Ungarn.

Die Luftfahrt in Ungarn. Auf Grund von Versprechungen wirtschaftlicher Art durch die Compagnie Franco-Roumaine hatte die ungarische Regierung gegen Ende des Jahres 1921 der Gesellschaft gestattet, einen Luftdienst durch ungarisches Gebiet zu betreiben. Die Gesellschaft hat die Versprechungen nicht erfüllen können. Ein Verkehr Wien—Budapest wurde am 1. Mai 1922 aufgenommen. Der Zeitgewinn auf dieser Strecke, die vom Flugzeug in 1½ h durchflogen wurde, betrug fast 4 h. Im September v. Js. wurde die Luftlinie Budapest—Arad (1½ h) eingerichtet. Die Teilstrecke Budapest—Wien wurde sechsmal wöchentlich, die Teilstrecke Budapest—Arad zweimal wöchentlich in beiden Richtungen beflogen. Für die Wintermonate ruhte der Dienst.

Anfang 1922 wurde eine andere Gesellschaft, die »Magyar Legiforgalme Tarsasag«, unter Leitung des Grafen Wilczek, für die Strecke Wien—Budapest zugelassen. Sie beabsichtigt den Dienst auf der Strecke Wien—Budapest im Frühjahr 1923 aufzunehmen. Das Kapital der Gesellschaft beträgt nominell 100 Mill. ungarische Kronen.

Im Jahre 1923 wurde endlich noch die ungarische Aero Expreß-Compagnie (Aktienkapital 160 Mill. ung. K) gegründet; sie will nachstehende Strecken befliegen: Prag—Budapest—Zagreb, Budapest—Bukarest, Budapest—Siofok (am Balatonsee) und die ungarische Donaustrecke mit Seeflugzeugen. Im Frühjahr 1923 soll zuerst die Linie nach Siofok eingerichtet werden.

Im Herbst 1922 erhielt Dr. Massanyi die Zulassung für die Strecke München—Szombathely—Budapest—Debreczen—Odessa.

In der Zeit von Mai bis November erzielte die Franco-Roumaine mit 31 Flugzeugen und 16 Flugzeugführern auf dem ungarischen Abschnitt ihrer Linie folgende Ergebnisse:

Mai	6200	Flugkilometer
Juni	14400	»
Juli	13300	»
August	12000	»
September	17500	»
Oktober	10400	»
November	5300	»
Summe:	79100	Flugkilometer

Befördert wurden in der gleichen Zeit 403 Fluggäste.

Bei der Flugpostbeförderung ist in allen Fällen Eilbotenbestellung vorgeschrieben.

Die Franco-Roumaine hat das Recht, auf kostenlose Benutzung der Flughäfen und Flugschuppen der ungarischen Regierung. Die anderen Gesellschaften erhalten von der Regierung für 1923 eine Subvention von je K 45 Mill.

Die Zivilluftfahrt ist im ungarischen Handelsministerium, dem auch die Postverwaltung untersteht, organisiert. Die Leitung liegt beim Luftfahrtdepartement, das in folgende vier Abteilungen zerfällt:

1. Organisation, 2. Wirtschaft und Recht, 3. Technik, 4. Nachrichtenwesen und Statistik.

Flughäfen befinden sich in Mathiasfeld bei Budapest, in Szeged und Szombathely. **23/14. 12.**

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Allgemeine Regeln des Luftkampfes (General Rules for Air Combat). — Nachkriegsaufsatz über Jagdflugwesen eines erfahrenen deutschen Jagdfliegers[1]), Aerial Age, Bd. 15, Nr. 21, Dez. 1922, S. 599 (3 Sp., o. Abb.).

Die Gefechtsstärke des Einsitzers liegt im Angriff. Dabei sind Überraschung und rasche Annäherung an den Gegner (weniger als 100 m) vor der Feuereröffnung am wichtigsten. Angriff am besten aus dem Sturzflug mit der Sonne im Rücken und in der Richtung der Sonnenstrahlen auf den Gegner zu. Richtiger Schußabstand erst dann, wenn man im Schraubenwind des Gegners fliegt und ihn fast zu rammen glaubt. Dann sind Zielfehler ausgeschaltet. Leuchtspurgeschosse von hohem Wert; weniger zu empfehlen sind bei dieser Angriffstaktik Zielfernrohre. Letztere nur dann angebracht, wenn man einen fliehenden Gegner durch kurzes gezieltes Feuer zum Kurven zwingen will. Beste Angriffsrichtung gegen Einsitzer von oben hinten, von hinten und von hinten unten. Im Ketten- oder Staffelkampf sollen grundsätzlich immer zwei Einsitzer zusammenarbeiten. Der eine greift an und der andere übernimmt die Deckung des Angreifers. Bei Kampfbeginn schießen und im Kurvenkampf hinter oder unter den Gegner zu kommen suchen. Wenn der Gegner mit Umlaufmotor fliegt, möglichst nach rechts kurven. Im Kurvenkampf nicht die Kurve wechseln oder drücken, wenn der Gegner steigt. Möglichst nie über einem Gegner fliegen. Kurvenkampf immer mit Vollgas durchführen. Wenn man wahrnimmt, daß der Gegner hinter einem kommt, Flugzeug überziehen und abtrudeln, um vom Gegner schnell loszukommen. Unangenehm ist beim Einsitzer im Kampf über feindlichem Gelände die fehlende Rückendeckung. Bei Ballonangriffen und Geschwaderkampf daher immer gedeckt fliegen, was viel Übung erfordert.

Beim Kampf des Einsitzers gegen feindlichen Zweisitzer möglichst überraschen, aus dem Bereich des beweglichen M.G. bleiben, ohne zu schießen, aus dem Sturzflug hinter den Gegner zu kommen suchen und erst im letzten Augenblick mit beiden M.G. feuern. Flacher gerader Anflug ist zu vermeiden, ebenso das Schießen aus mehr als 100 m Entfernung und das Kurven bei Erwiderung des Feuers durch den Gegner, da man dann dem Gegner ein gefahrloses Ziel bietet.

Beim Kampf des Zweisitzers gegen einen feindlichen Einsitzer durch kurze Salven auf große Entfernung den Beobachter unterrichten, beim Angriff des Einsitzers mit Vollgas kurven und den Beobachter in Schußstellung bringen. Bei überraschendem Angriff ganz steil kurven. Vollkommen falsch ist, dabei geradeaus zu fliegen oder gedrosselt herunterzugehen.

Wenn der deutsche Zweisitzer weit hinter den eigenen Linien durch Einsitzer angegriffen wurde, half er sich während des Angriffs durch Zickzackfliegen, wobei der Beobachter zum Schuß kam; im Augenblick, wo der Verfolger vorübergehend außer Spur kommt, mit Vollgas drücken und die größere Sturzfluggeschwindigkeit des schwereren Flugzeuges ausnutzen. Der zweite Angriff des Einsitzers mißlingt dann gewöhnlich. Wenn der Einsitzer aber noch folgt und aus 400 bis 500 m feuert, weder kurven noch Feuer erwidern, sondern erst neue Trommeln aufsetzen, wenden, unter den Verfolger zu kommen suchen und den Beobachter so zum Schuß bringen, daß er ganz nach aufwärts feuern kann. Am gefährlichsten ist es für den Zweisitzer, wenn der Einsitzer versucht, unter den Schwanz zu kommen. Kampf des Zweisitzers gegen einen Zweisitzer durch das bewegliche M.G. der Beobachter entschieden. Der Beobachter muß möglichst gut zum Schuß gebracht werden. So kurven, daß der Gegner nicht zum Schuß kommt. Angriff mit dem starren M.G. verblüfft den Gegner oft und täuscht ihn.

W. **23/14. 18.**

Flugerfahrung. Flugzeugbewegungen, insbesondere Winkelgeschwindigkeiten (A Study of Airplane Manoeuvres With Special Reference To Angular Velocities). — H. J. E. Reid, 155. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 155), Washington 1922, S. 1/8 (8 S., 7 Lichtb., 1 Skizz., 6 Schaub., 1 Zahlentaf.).

Messungen von Luftgeschwindigkeit, Ruderlage, Winkelgeschwindigkeit und -beschleunigung um Längs- und Querachse sowie Beschleunigung in Richtung der Hochachse im fliegenden Curtiss JN4h-Doppeldecker mit aufzeichnenden Meßgeräten. Beschleunigungsmesser in der Schwerpunktgegend aufgestellt. Der Winkelgeschwindigkeitsschreiber (angular velocity recorder) mißt durch die Präzessionskraft eines kardanisch aufgehängten und gedämpften Kreisels von 10000 Umdr./min Winkelgeschwindigkeiten um eine wagerechte Achse und um eine dazu und zur Drehachse senkrechte Achse. Kreiselausschläge auf einen beweglichen Spiegel übertragen, der mittels Lichtstrahlzeigers auf einen mit gleichförmiger Geschwindigkeit vorbeibewegten Film aufschreibt. Gleichzeitigkeit der Aufzeichnungen der verschiedenen Meßgeräte durch Aufleuchten kleiner Lampen mittels eines Zeitschreiberkontaktes in allen Schreibvorrichtungen erreicht.

Schleifenflug. Querruder und Seitenruder nur wenig betätigt, Höhenruder innerhalb etwa 3 s ganz angezogen, dann bis dicht über den Scheitel der Bahn mit vollem Ausschlag gehalten, danach allmählich zurückgenommen und zum Schluß ganz wenig gedrückt. Geschwindigkeiten zu Beginn 145 km/h, nimmt im Scheitel bis auf 40 km/h ab und wächst dann wieder bis auf 145 km/h. Winkelgeschwindigkeit um die Querachse wächst mit dem Beginn des Ziehens und erreicht bei 45° Steilstellung des Flugzeuges den Höchstwert, der dann bis zum Schluß etwa gleich bleibt. Winkelbeschleunigung um gleiche Achse schwankend.

Abfangen aus dem steilen Gleitflug. Voller Höhenruderausschlag in $^1/_{50}$ s, beibehalten bis das Flugzeug sich um 90° um die Querachse gedreht hatte. Keine Quer- und Seitensteuerbetätigung. Geschwindigkeit auf die Hälfte verringert. Gleich nach dem Höhenruderausschlag wachsen Beschleunigung in Richtung der Hochachse, Winkelgeschwindigkeit und -beschleunigung um die Querachse; letztere fallen nach einem Höchstwert gleich auf Null ab, dann steigt die Winkelgeschwindigkeit wieder zu einem neuen Höchstwert an.

Trudeln. Eingeleitet durch Überziehen und Seitenruderlegen. Geschwindigkeit fällt zunächst bis auf den halben Wert ab und nimmt dann während des Trudelns den ursprünglichen Wert (130 km/h) an, um ihn bis zum Einleiten des Sturzfluges beizubehalten. Beschleunigung in Richtung der Hochachse nimmt sofort einen Größtwert an und behält ihn dann bei. Winkelgeschwindigkeit um die Querachse wächst zu Beginn des Trudelns zu einem Größtwert an und fällt während des Trudelns allmählich ab, um dann zu Beginn des Sturzfluges wieder zuzunehmen. Die Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse nimmt zu Beginn des Höhenruderausschlages zu und wächst zu einem Höchstwert, den sie etwa nach der ersten vollständigen Umdrehung erreicht. Dieser Wert wird dann bis zur Beendigung des Trudelns beibehalten. Winkelbeschleunigung um die Querachse erst bei Endigen der Trudelbewegung von Bedeutung. Winkelbeschleunigung um die Längsachse bei Trudelbeginn von hohem positiven Wert, beim Ende negativ.

Rolle (Überschlag über einen Flügel). Stark ziehen und Ausschlag 2 s beibehalten, inzwischen voller Seitenruderausschlag, der während des ganzen Überschlags beibehalten bleibt; nach dem Seitenruderlegen voller Höhenruderausschlag, der einige Zeit gehalten wird. Querruder kaum betätigt (es handelt sich hier um einen normalen Zweisitzer, der sich nur schwer seitlich überschlagen läßt!). Luftgeschwindigkeit fällt auf etwas über $^1/_3$ der ursprünglichen nach 6 s und steigt am Ende wieder auf den normalen Wert an. Beschleunigung in Richtung der Hochachse steigt schnell auf einen Höchstwert von 3,7facher Erdbeschleunigung, fällt in der Rückenlage zu einem Kleinstwert ab, um dann zu einem zweiten Größtbetrag anzusteigen. Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse wächst nach dem Ruderausschlag stark und erreicht nach mit dem Höhenruderausschlag verhältigem Schwanken in der Rückenlage den Höchstwert; danach nimmt sie auf Null ab. Die Winkelgeschwindigkeit um die Querachse wächst mit dem Höhenruderausschlag sehr schnell, hat bei 45° Drehung des Flugzeugs um die Längsachse ihren Größtwert und nimmt dann ziemlich rasch auf Null ab. Bei derselben Lage des Flugzeugs zeigt die Winkelbeschleunigung um die Längsachse ihren größten Wert, um dann

[1]) Der Name ist nicht genannt!

Digitized by Google

Winkelgeschwindigkeiten und Beschleunigungen beim Curtiss JN 4 h-Doppeldecker (Größtwerte) (zu 23/13. 12).

Flugzustand	Größte Beschleunigung in Richtung der Hochachse (g = Erdbeschleunigung)	Zeit zum Erreichen des Größtwertes	Größte Winkelgeschwindigkeit um die		Zeit zum Erreichen des Größtwertes um die		Größte Winkelbeschleunigung um die		Zeit zum Erreichen des Größtwertes um die	
			Längsachse	Querachse	Längsachse	Querachse	Längsachse	Querachse	Längsachse	Querachse
		s	s^{-1}	s^{-1}	s	s	s^{-2}	s^{-2}	s	s
Schleifenflug (Überschlag)	3,1 g	2,9	0	0,86	—	7,1	0	—0,27	—	9,2
Jähes Abfangen aus Gleitflug mit 128 km/h .	2,9 g	1,4	0	0,88	—	1,0	0	1,40	—	0,6
Trudeln	3,0 g	13,5	2,43	0,79	10,0	7,4	$\begin{cases}-2,10\\+1,20\end{cases}$	0,60	6,5	5,7
Rolle (Überschlag über einen Flügel)	3,7 g	2,2	0,84	0,96	5,0	4,5	1,56	0,83	3,6	1,3

mit mehreren negativen Schwankungen auf Null abzufallen. Die Winkelbeschleunigung um die Querachse besitzt nur kleine Werte; Größtbetrag bei Beginn des Rollens.

Größtwerte der Winkelgeschwindigkeiten und -beschleunigungen in obenstehender Zahlentafel niedergelegt. Danach hat ein gewöhnlicher zweistieliger und zweisitziger Doppeldecker keine größere Winkelgeschwindigkeit als 3 s^{-1} um die Längs- bzw. 1 s^{-1} um die Querachse und keine höhere Winkelbeschleunigung als 2,5 s^{-2} um die Längs- bzw. 2 s^{-2} um die Querachse. W. **23/18. 12.**

Flugzeugberechnung. Steuerbarkeit und Wendigkeit von Flugzeugen (Controlability and Manoeuvreability of Airplanes).— F. H. Norton und W. G. Brown, 153. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 153), Washington 1923, S. 1/18 (18 S., 4 Lichtb., 4 Zahlentaf., 4 Skizz., 14 Schaub.).

Meßflüge mit Curtiss JN4h-Doppeldecker zur Feststellung von Winkelgeschwindigkeit, Luftgeschwindigkeit, Ruderlage und Beschleunigung. Meßgeräte vergleichzeitigt. Flugzeug mit 1400 Umdr./min geradeaus in gleicher Höhe geflogen, dann ein Ruder jäh voll ausgeschlagen, bis Drehung um 90° erfolgte.

Ergebnisse:

1. Größte Winkelgeschwindigkeit und größte Winkelbeschleunigung sind dem Ruderausschlag verhältig.

2. Für einen gegebenen Ruderausschlag wachsen größte Winkelgeschwindigkeit und größte Winkelbeschleunigung mit der Luftgeschwindigkeit; über die Kleinstgeschwindigkeit hinaus wachsen beide sehr schnell, dann nehmen sie fast verhältig der Geschwindigkeit zu.

3. Für alle Luftgeschwindigkeiten und Ruderausschläge eines gegebenen Flugzeugs ist die Zeit zum Erreichen der jeweils größten Winkelgeschwindigkeit gleich.

4. Ein ungefährer Anhalt zur Bewertung der allgemeinen Wendigkeit ist die geringste Zeit zum Wenden des Flugzeugs in die umgekehrte Flugrichtung mittels einer steilen Kurve (Wendezeit für 180°).

5. Verdoppelt man das seitliche Trägheitsmoment (um die Längs- und Hochachse), so nimmt die zum Rollen um 90° erforderliche Zeit bei größtem Ruderausschlag nur um 10 vH zu; die größte Winkelbeschleunigung ist um 50 vH verringert.

6. Der Begriff der »Steuerbarkeit« ist durch die Änderung des Wendemomentes um eine der drei Hauptachsen mit dem Ruderausschlag des betreffenden Ruders gekennzeichnet.

7. Der Größtwert der »Steuerung« ist der Höchstwert des Wendemomentes im oben bezeichneten Sinne.

8. Der »Wirkungsgrad der Steuerung« ist das Verhältnis des Wendemomentes (im obigen Sinne, d. h. nicht nur für die Hochachse, sondern allgemein für alle Hauptachsen gültig!) zu der am Steuer selbst (Knüppel oder Fußhebel) ausgeübten physischen Kraft, die erforderlich ist, um das Ruder in einer gegebenen Lage zu halten.

9. Die »Wendigkeit« eines Flugzeuges ist diejenige Eigenschaft, die dem Führer gestattet, das Flugzeug leicht und schnell durch jeden gewünschten Flugzustand zu bringen.

10. Zur Bewertung der Wendigkeit dient der »Wendigkeitsbeiwert«. Der Wendigkeitsbeiwert ist die Zeit (in Sekunden), die aus dem gradlinigen Flug heraus zur Drehung um eine Hauptachse um einen gegebenen Winkel (15°) erforderlich ist, nachdem der Führer das in Betracht kommende Ruder so schnell wie möglich um einen bestimmten Betrag (8°) aus der Gleichgewichtslage ausgeschlagen hat, während die anderen Ruder in ihrer Lage gehalten werden.

Bei Wendungen um die Querachse (»Kippen«) muß der Beiwert zur Kennzeichnung des geringsten Wendehalbmessers oder das Quadrat der durch die Erdbeschleunigung geteilten geringsten Fluggeschwindigkeit eingeschlossen werden, um den Einfluß der Schwere auf die Beurteilung der Wendigkeit auszuschalten. W. **23/15. 18.**

Flugzeugberechnung. Einfluß des Trägheitsmomentes um die Querachse auf die dynamische Stabilität (The Effect of Longitudinal Moment of Inertia Upon Dynamic Stability). — F. H. Norton und T. Caroll, 115. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 115), Okt. 1922, S. 1/3 (3 S., 1 Zahlentaf., 2 Lichtb.).

Meßflüge mit einem gewöhnlichen S. E. 5A-Doppeldecker mit normalem und durch Gewichte in Rumpfbug und Rumpfheck vergrößertem Trägheitsmoment um die Querachse. Messung der Längsschwingungen im Fluge bei losgelassenem Ruder mittels eines aufzeichnenden Gerätes. Flugzeug mit losgelassenen Rudern bei Trimmgeschwindigkeit frei schwingen gelassen und Schwingung durch aufzeichnenden N. A. C. A.-Luftgeschwindigkeitsschreiber gemessen. Zur Vergrößerung des Trägheitsmomentes ein 68 kg-Gewicht aus dem Schwerpunkt in den Rumpfbug und ein 21,5 kg-Gewicht aus dem Schwerpunkt ins Rumpfheck verlegt; Trägheitsmoment dadurch um 13,6 vH vergrößert.

Fluggewicht	910 kg
Trimmgeschwindigkeit . . . . . rd.	97 km/h
Normales Trägheitsmoment	258 kgs^2/m
Vergrößertes Trägheitsmoment	293 kgs^2/m
Motordrehzahl	1350 Umdr./min

Ergebnisse:

	normales Trägheitsmoment	vergrößertes Trägheitsmoment
Schwingperiode . . . . . s	19,3	18,8
» . . . . . s	18,6	20,3
Perioden bis zur Dämpfung auf halbe Schwingweite	1,2	1,2
	1,1	1,1

Die Messungen zeigen, daß Vergrößern des Trägheitsmomentes, wenigstens bis 15 vH bei Flugzeugen von der Art des S E. 5-Doppeldeckers, auf die dynamische Stabilität keinen nennenswerten Einfluß ausübt. Auch die Steuerbarkeit schien in keiner Weise durch die Gewichtsverteilung beeinträchtigt. W. **23/14. 21.**

Strömungslehre. Druckverteilung über dicke Flügel, Modellversuche (Pressure Distribution Over Thick Aerofoils. Model Tests). — F. H. Norton und D. L. Bacon, 150. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics Report Nr. 150), Washington 1922, S. 1/7 (6½ S., 3 Lichtb., zahlr. Schaub. der Versuchsergebnisse).

Windkanalversuche zur Bestimmung der Lastverteilung über dicke Flügel an mit Meßöffnungen versehenen Modellflügeln aus Holz. Integration der gemessenen Drucke ergab gute Übereinstimmung mit Luftkraftmessungen. Die Ablösung beginnt in der Nähe des kritischen Anstellwinkels in der Flügelmitte, nachdem vorher der Auftrieb in der Gegend zwischen Flügelmitte und Flügelende abgenommen hat. Die Geschwindigkeit übt auf die Wirbelablösung, d. h. auf den kritischen Anstellwinkel und den Höchstauftrieb, einen hohen Einfluß aus. Beim Vergleich von Flugmessungen mit solchen im Windkanal fälscht vermutlich der Kennwerteinfluß in der Nähe des kritischen Anstellwinkels die Ergebnisse

Digitized by Google

stark. Die elliptische Auftriebsverteilung über die Spannweite, die gewöhnlich angenommen wird, trifft an sich gut zu, abgesehen in der Gegend sehr hoher Drucke bzw. Anstellwinkel, bei denen die Lastverteilung über die Spannweite fast gleichförmig wird. Für die Festigkeitsrechnung und -prüfung sollte gleichförmige Belastung angenommen werden, obgleich sogar jenseits des kritischen Anstellwinkels der Druckmittelpunkt der Flügelhälften seitlich weit außen rückt. Möglicherweise kann da durch ein zurückgebogenes Flügelende (kürzere Hinter- als Vorderkante) eine mehr elliptische Druckverteilung erreicht werden. Durch Ändern der Flügelunterseite wird die Druckverteilung über die Oberseite und die über die Spannweite praktisch nicht beeinflußt. Nach außen abnehmende Flügeldicke zeigt gegen das Flügelende einen schnellen Druckabfall, besonders an der Flügelvorderkante, ist daher aus baulichen Gründen von Vorteil. Noch besser sind Flügel, die sich nach außen verjüngen und dünner werden.

Messungen zeigen im allgemeinen, daß bei dicken Flügeln die Druckverteilung ähnlich wie bei dünnen Flügeln ist. Durch geschickte Ausbildung des Flügels kann das Biegungsmoment an der Wurzel freitragender Holme um 20 bis 30 vH verringert werden. (Eingehende Wiedergabe der Versuchsergebnisse.) W. **23/12. 26.**

Strömungslehre. Beziehung zwischen Modell und großem Flugzeug (The Co-Relation of Model and Full Scale Work). — McKinnon Wood, Vortrag vor der Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 144, Dez. 1922, S. 480/501 (21 S., 12 Schaub.).

Das Gesetz der dynamischen Ähnlichkeit (Reynoldssche Zahl) kann bei Windkanalversuchen nicht befolgt werden, wenn nur der Kennwert geändert wird. Die genaue Theorie des Kennwerteinflusses ist erst dann möglich, wenn die Strömung nicht reibungsfreier Flüssigkeiten mathematisch geklärt ist. Erfahrungsgemäß bieten größere Modelle mit höheren Kennwerten eine bessere Annäherung an die Wirklichkeit. Der Kennwerteinfluß ist bis zum kritischen Anstellwinkel auf den Widerstand größer als auf den Auftrieb. Einige Anwendungen der Theorie reibungsloser Flüssigkeiten auf die Flugtechnik sind gerechtfertigt, weil vom Kennwert unabhängig. Bei Windkanalversuchen stört die Aufhängung des Modells an feinen Drähten am wenigsten. Der Windeinfluß des Windkanals muß berücksichtigt werden; er vergrößert die Auftriebszunahme mit dem Anstellwinkel, verringert den kritischen Winkel und den Widerstand um einen dem Auftrieb verhältigen Anteil, ferner den Abstrom, erhöht daher die Stabilität und macht das Modell relativ kopflastig. Viele verblüffende Windkanalmessungen mit sehr hohen Gleitzahlen bei hohen Auftriebsbeiwerten sind auf die falsche Wahl des Modellmaßstabes in bezug auf die Kanalabmessungen zurückzuführen. Bei Messungen im Fluge muß beachtet werden, daß schon eine leichte aufsteigende Strömung das Ergebnis stark fälscht. Bis zur endgültigen Klärung der grundlegenden Theorie ist die experimentelle Erforschung des Kennwerteinflusses das beste Mittel. Flugmessungen am B. E. 2 E-Doppeldecker mit R. A. F. 14-Flügelschnitt und am S. E. 5 A-Doppeldecker mit R. A. F. 15-Flügelschnitt zeigten gute Übereinstimmung mit Windkanalmessungen am Modell; dabei wurden Auftrieb und Widerstand im Gleitflug mit abgestelltem Motor gemessen. Bei stark gewölbten Flügelschnitten verschlechtert sich mit wachsendem Kennwert der Größtauftrieb sehr. Wesentlichste Ursache dieser Erscheinung scheint die große Krümmung der Oberfläche zu sein. Man darf nicht darauf schließen, daß Düsenflügel sich ähnlich verhalten. Mäßig dicke Flügel zeigen diesen Einfluß nicht. Der Kennwerteinfluß auf die Druckpunktwanderung ist gering. Preßluftwindkanäle wären von größter Bedeutung. Kennwerteinfluß bei Luftschrauben noch durch die Blattverdrehung und die Zusammendrückbarkeit der Luft verwickelt. W. **23/17. 27.**

Flugzeugbau. Problem der größten Flugzeuggeschwindigkeiten (Note sur le problème des plus grandes vitesses des avions). — Louis Bréguet, L'Aéronautique, Bd. 4, Nr. 42, Nov. 1922, S. 349/352 (8 Sp., 1 Schaub.).

I. Flugzeug mit unveränderlicher Tragfläche in einer gegebenen Höhe: Zulässige Flächenbelastung durch Start und Landung bedingt. Kleinstgeschwindigkeit von der Wurzel aus dem größten Auftriebsbeiwert, Größtgeschwindigkeit von der dritten Wurzel des kleinsten Gesamtwiderstandsbeiwertes abhängig. Verhältnis des größten Auftriebsbeiwertes zum kleinsten Widerstandsbeiwert praktisch bei Flügeln bis zum Wert 100 erreicht. Dieses Verhältnis ist für die erreichbare Höchstgeschwindigkeit maßgebend. Höchste erreichbare Geschwindigkeit bei Flugzeug von geringstem Widerstand und 2,5 kg/PS-Leistungsbelastung etwa 400 km/h, bei 1 kg/PS-Leistungsbelastung 550 kg/h, eine gleiche Landegeschwindigkeit von 125 km/h vorausgesetzt. Verstellflügel würden 600 km/h gestatten.

II. Flugzeug mit veränderlicher Tragfläche in bestimmter Höhe. Im Fluge wird der Tragflügel eingezogen, so daß das Flugzeug am besten mit dem Anstellwinkel fliegt, bei dem Flügel und Leitwerk die beste Gleitzahl aufweisen. Unter Zugrundelegen möglicher, wenn auch noch nicht erreichter Werte ergibt sich so eine größtmögliche Geschwindigkeit von 738 km/h, bei der das Flugzeug bei 1000 PS-Leistung und 1000 kg-Fluggewicht eine auf 1 m² verringerte Tragfläche mit 1000 kg/m² Flächenbelastung aufweist. Das gleiche »fliegende Geschoß«, das nur fischähnliche kleine Flügelflossen aufwiese, würde mit einem Höhenmotor in 6,4 km bis 900 km/h erreichen.

III. Flugzeug mit festem Tragflügel und Höhenmotor. Geschwindigkeit in der günstigsten Höhe. Die Geschwindigkeit ergibt sich einfach aus:

$$v = \frac{L \cdot \eta}{G \cdot \varepsilon} = \frac{2\pi\nu Mn \cdot \eta}{G \cdot \varepsilon}$$

worin

v die Fluggeschwindigkeit (m/s),
L die Motorleistung (kgm/s),
η den Schraubenwirkungsgrad,
G das Fluggewicht,
ε die Gleitzahl,
ν die »Einflußzahl« des Höhenmotors,
M das an die Schraube abgegebenes Motordrehmoment am Boden,
n die Drehzahl ist (Umdr./s).

Wenn $\nu = 1$, d. h. stets gleichbleibendes Drehmoment in jeder Höhe, würde der Anstellwinkel gleich bleiben, v und n mit dem Kehrwert der Wurzel aus der Luftdichte wachsen, so daß Schraubenwirkungsgrad und Fortschrittsgrad ungeändert blieben. Geschwindigkeitserhöhung dann nur durch die Drehzahlzunahme begrenzt.

Wenn die Nutzleistung $L \cdot \eta$ nur bis zu einer bestimmten Höhe gleich bleibt, wird die größte Geschwindigkeit in der Höhe erreicht, die dem Flugzeug mit der besten Gleitzahl wagerecht zu fliegen gestattet. Diese Höhe kann leicht mit Hilfe der zu der besten Gleitzahl zugehörigen »Steigzahl« gefunden werden. Bei einer Gleitzahl von $^1/_{10}$ und 1 kg/PS-Leistungsbelastung ergibt sich so in 38 km Flughöhe eine obere Grenzgeschwindigkeit von 3850 km/h. Derartige Flugzeuge haben wegen ihrer geringen Nutzlast keinerlei praktisches Interesse, höchstens für Militärzwecke (Jagdeinsitzer). Verkehrsgeschwindigkeiten über 200 km/h in 2 km Höhe unwirtschaftlich, ebenso solche über 300 km/h mit Höhenflugzeugen in 4 bis 7 km Höhe. W. **23/18. 13.**

Flugzeugbau. Vorläufige Untersuchung von Flugleistungen (A Preliminary Study of Airplane Performances). — F. H. Norton und W. G. Brown, 120. Technischer Aufsatz des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 120), Nov. 1922, S. 1/7, 1 Zahlentaf., 2 Lichtb., 6 Skizz. vom JN 4 h und Vought V. E. 7, 2 Schaub.).

Messung der Luftgeschwindigkeit im wagerechten Geradeausflug über den ganzen Drehzahlbereich an drei Curtiss JN 4 h-Doppeldeckern und einem Vought V. E. 7-Doppeldecker unter Verwendung verschiedener Luftschrauben, verschiedener Flügelschnitte beim Curtiss JN 4 h (Eiffel 36 und R. A. F. 15) und bei teilweise verringerten Widerständen. Geschwindigkeitsmessung durch am Flugzeug geeichten Staudruckmesser. Der Vought V. E. 7-Doppeldecker hat weit geringeren Widerstand als die anderen Flugzeuge. Das ist wahrscheinlich auf die bessere Rumpf- und Kühlerform des zweistieligen, mit Stromliniendrähten verspannten Doppeldeckers zurückzuführen. Die Versuche zeigen, daß Geschwindigkeitsprofile und geringe Tragflächenverkleinerungen die Fluggeschwindigkeit nur wenig erhöhen. Weit wichtiger ist die sorgfältige Verkleidung aller freiliegenden Teile zur Verminderung der Widerstände, insbesondere im Schraubenstrahl. Auch die geeignete Wahl der Luftschraube hat viel Einfluß. Aus den Versuchen ergibt sich für den Vought V. E. 7 eine beste Gleitzahl von 1:10,5, für die Curtiss JN 4 h-Doppeldecker zwischen 1:5,6 bis 1:6,6. W. **23/14. 20.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JUL 31 1923

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

11. u. 12. Heft | **München, 26. Juni 1923** | **14. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch die Werft Seemoos bei Friedrichshafen a. B. und die Aero Union A. G., Berlin NW. VII, Sommerstraße 4

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zu M. 1000.— für den Monat Juni und zu M. 2520 für den Monat Juli bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). — ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.*** — Portokosten dürfen am Bezugspreis nicht in Abzug gebracht werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisuugen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von M. 360.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Für Stellengesuche ermäßigt sich der Preis auf M. 270.— für die Millimeterzeile. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. *Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.*

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand, die Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Erster Deutscher Küsten-Segelflug 1923. Von Wilhelm Hoff. S. 85.
Ein Beispiel zum statischen Segelflug. Von J. Ackeret, Göttingen. S. 86.
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923. Bekanntmachung III. S. 89. Bekanntmachung IV. S. 90.
Über neue Versuche mit Schwingenfliegern. Von M. Reiffenstein. S. 90.
Bücherbesprechung. S. 97. — **Luftfahrt-Rundschau.** I. Allgemeine Nachrichten. S. 98. II. Technische Nachrichten. S. 99.
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 100.

FLUGMOTOR

Mercedes, Type D IIIa, 6 Cyl., 170 PS, neu, ab Lager Hamburg zu $ 1000.— abzugeben.

CÖLNER INDUSTRIE-WERKE

KÖLN-EHRENFELD, HELIOSBAU. (27)

Technikum Bodenbach a. Elbe.

Speziallehrpläne für **Installateure** und **Heizungs-Ingenieure**; Maschinen- und Elektrotechnik, Hoch-, Tief- und Eisenbetonbau, Technische Chemie.

Programm frei!

Unabhängig vom Fahrplan

schnell, sicher und wirtschaftlich reisen Sie im eigenen

„FOCKE-WULF“

60 PS Dreisitzer — 10 PS Einsitzer

Kostenanschläge und Auskünfte kostenlos, auch über

Schulflugzeuge

KIRCHHOFF & JUDT, BREMEN

Graf Moltkestraße 54

„NORDFLUG“

Land- und Wasserflugzeuge in Holz- und Metallbau

Flugzeugbegleitboote

// Sport- und Schulflugboot Type F. B. 1 //

Schnellboot Type S. B. 2, Geschwindigkeit ca. 80 km

Nordflug-Werke / Flugplatz Teltow-Berlin

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. u. 12. Heft | 26. Juni 1923 | 14. Jahrgang

Erster Deutscher Küsten-Segelflug 1923.

Von Wilhelm Hoff.

Der Ostpreußische Verein für Luftfahrt faßte 1921 noch vor dem so schön gelungenen zweiten Rhön-Segelflug-Wettbewerb den Plan, den Segelflug auch im Dünengelände der Ostseeküste heimisch zu machen. Die Kurische Nehrung, insbesondere die weitläufigen über 50 m hohen Dünen nördlich Rossitten verdienten hierfür gewählt zu werden (s. Abb. 1, 2 und 3). Mit frischem Wagemut wurden von diesem rührigen Verein seitdem nicht nur gebefreudige ostpreußische Kreise für das Unternehmen gewonnen, sondern auch allerlei Widerstände überwunden, die sich der allzu kurz vor ihrem Beginn — weitere Kreise erfuhren von der Veranstaltung erst im März dieses Jahres — bekanntgegebenen Veranstaltung entgegenstellen mußten.

Die Vereinigungen, die den motorlosen Flug pflegen, sind wirtschaftlich noch nicht genügend erstarkt, ihre tätigen Mitglieder sind durch Berufsarbeit zu sehr in Anspruch genommen; sie vermögen deshalb nicht, sich in wenigen Tagen für eine Veranstaltung vorzubereiten, die neue Anforderungen an Flugzeug und Führer stellt. Soweit wir wissen, arbeiten die Hauptträger der bisherigen Segelflugerfolge an der Vorbereitung für den diesjährigen Rhönwettbewerb und wollten sich deshalb nicht entschließen, Flugzeuge und Zeit vorher für einen anderen Zweck herzugeben. Diese Zurückhaltung, die auch nicht durch die günstige Bedingung freier Hin- und Rückreise für Mannschaft und Flugzeug, kostenlosen Aufenthalts ins Wanken gebracht werden konnte, ist als ein folgerichtiges Streben auf ein gestecktes Ziel anzusehen; sie muß aber zweifellos wegen der vollen Anerkennung werten Anstrengungen des Ostpreußischen Vereins für Luftfahrt und des guten Geländes, welches die Kurische Nehrung für Segelflüge bietet, bedauert werden.

Zur Teilnahme an der Veranstaltung waren alle bisher erfolgreichen Vereinigungen, Führer und Flugzeugwerke aufgefordert worden. Zur Meldung hatten sich aber nur sehr wenige entschlossen. Der kleine technische Ausschuß der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, dem die Auswahl der zum Wettbewerb zuzulassenden Flugzeuge oblag, mußte dies zu seinem Bedauern feststellen. Die kleine Zahl der Anmeldenden, die sämtlich zugelassen wurden, und ihre kaum erprobten Flugzeuge boten wenig Aussicht auf Erfolg.

Für die Unterbringung der Mannschaft und der Flugzeuge, für die Verpflegung und für die sportlichen Ausschüsse war bestens gesorgt. Das Lager befand sich eine Wegstunde von Rossitten entfernt in einem lichten Birkenwäldchen unweit der Dünen. Von ihm aus konnten sowohl die Dünen als auch die Küste mühelos erreicht werden.

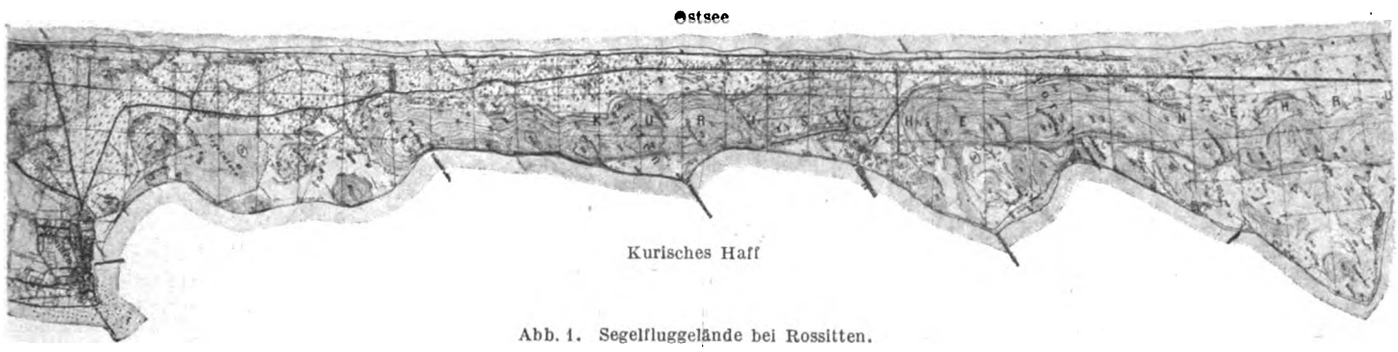


Abb. 1. Segelfluggelände bei Rossitten.

Der von der Rhön her rühmlich bekannte Ostpreuße Ferdinand Schulz war mit zwei Flugzeugen gekommen (s. Abb. 4). Er flog eifrig und nutzte jede der seltenen Stunden, die Flugmöglichkeiten boten. Sein neuer Eindecker kam über erste Versuchsflüge nicht hinaus; mit seinem vorjährigen Eindecker jedoch erreichte er Höchstleistungen. Ihm allein gelangen Kreuzflüge am zum Haff abfallenden Dünensteilhang. Schulz warf seinen wendigen Eindecker kurz nach erfolgtem Abflug in die neue Richtung und vermochte dadurch im schwachen Aufwind zu bleiben. Auf diese Weise gelang ihm auch der Überlandflug nach Pillkoppen, mit welchem er den Nachweis der Geeignetheit des Dünengeländes für Segelflüge erbrachte. Schulz ist dieser Erfolg aufrichtig zu gönnen. Mit seiner großen fliegerischen Befähigung überwindet er die technischen Unvollkommenheiten seiner Flugzeuge. Ohne Zweifel verdient er jede Anerkennung, wenn er mit geringstem Aufwand seine Flugzeuge schafft; für den in Festigkeitsfragen geschulten Fachmann sind jedoch seine selbst gebauten Flugzeuge eine stete Sorge, die eine ungetrübte Freude an den Schulzschen Flugerfolgen nicht aufkommen läßt. Sicher findet Schulz in seiner engeren Heimat technisch geschulte Männer, die ihm gerne in Baufragen zur Seite stehen werden. Daß dies noch vor dem diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerb, wo hoffentlich Schulz nicht fehlen wird, der Fall sein möchte, das war der Wunsch zahlreicher Zuschauer.

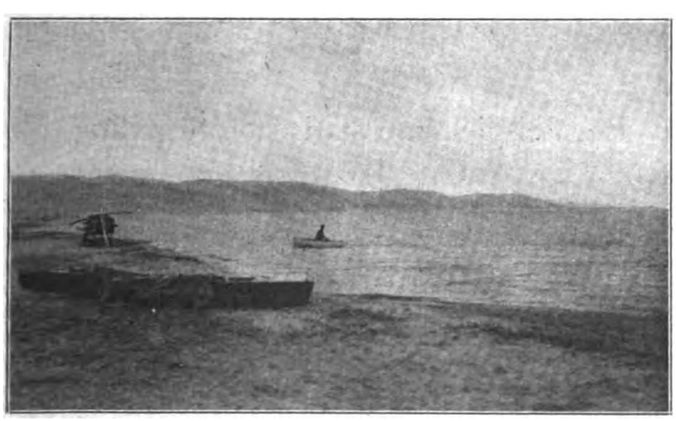


Abb. 2. Die Haff-Küste.

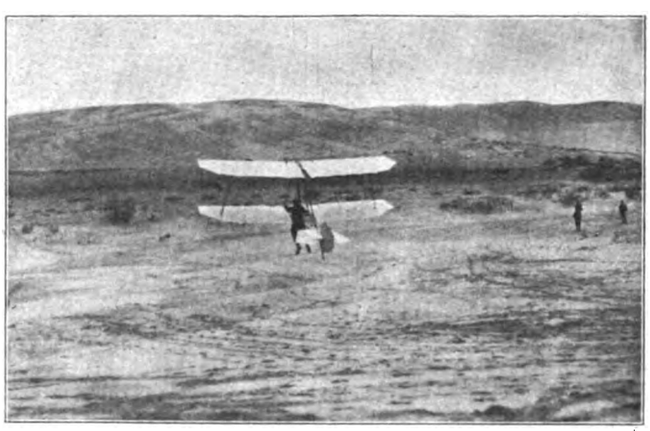


Abb. 3. Der Hängegleiter von Lorenz im Fluge. Im Hintergrund das Dünengelände.

Freiherr v. Freyberg war mit dem Eindecker »S 13« von Harth-Messerschmitt erschienen. Das vom letzten Rhönwettbewerb her bekannte Flugzeug hatte ein neues Steuer erhalten. Zunächst mußten Schwierigkeiten der Flügel- und Leitwerkseinstellung überwunden werden. Gegen Schluß gelangen dem Führer mehrere

Digitized by Google

Flüge von einigen hundert Metern Entfernung. Stärkerer Wind hätte größeren Erfolg gebracht.

Die Akademische Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin hat bei ihren Arbeiten

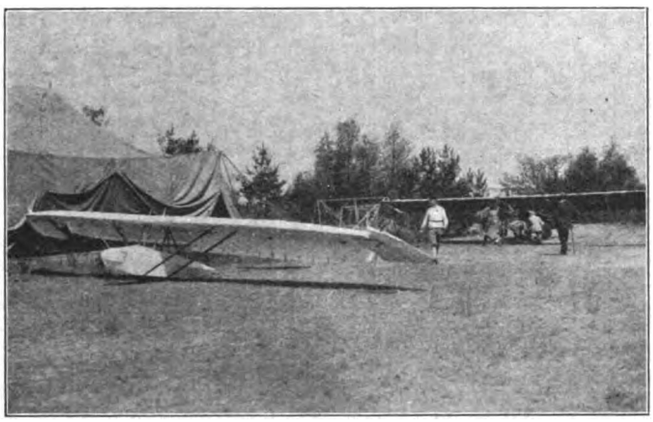


Abb. 4. Ostpreußen-Eindecker (links), Führer: F. Schulz. Im Hintergrund der alte Rhön-Eindecker von Schulz.

manche Schwierigkeiten zu überwinden, die Außenstehende, denen die besonderen Verhältnisse der Berliner Studentenschaft unbekannt sind, gern ungenügend einschätzen. Sie fängt jedoch an, sich einen Platz im Kreis der älteren Gruppen zu erobern. Sie war in Rossitten

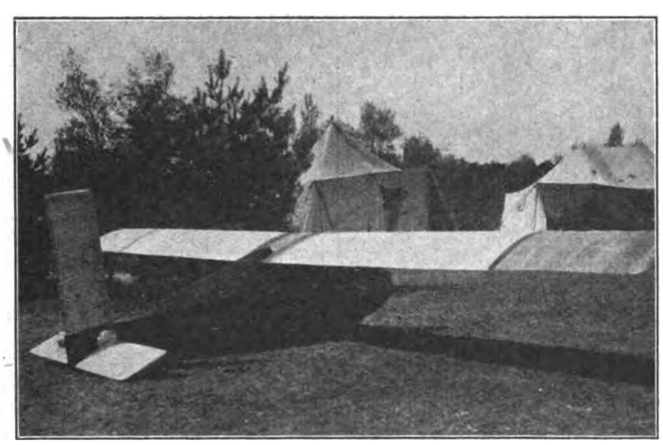


Abb. 5. Der Eindecker »Teufelchen« der akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin.

mit einem von dem Studierenden Tank entworfenen und von der Luftfahrzeug-G. m. b. H. Stralsund in bekannter Sorgfalt hergestellten Eindecker »Teufelchen« zur Stelle (s. Abb. 5). In Bruch-

Abb. 6. L. F. G. »Phönix«-Eindecker, Rumpfflugboot. Führer: Schnell, Wegener.

schaden mußte Lehrgeld gezahlt werden, das sicher später seine Zinsen abwerfen wird.

Motorlose Seeflugzeuge waren von der Luftfahrzeug-G. m. b. H. Stralsund für die Führer Prof. Dr. Kurt Wegener und Kapt. a. D. Schnell gemeldet worden (s. Abb. 6 und 7). Offenbar hatte dieses Werk verkannt, daß Wettbewerbserfolge nur mit guter Ausrüstung und hilfsbereiter, die Führer unterstützender Mannschaft zu ermöglichen sind. Dazu kam, daß die zu Flugversuchen über dem Wasser erforderlichen Winde ausblieben, oder daß, wenn sie sich für kurze Zeit einstellten, die Motorboote das für die

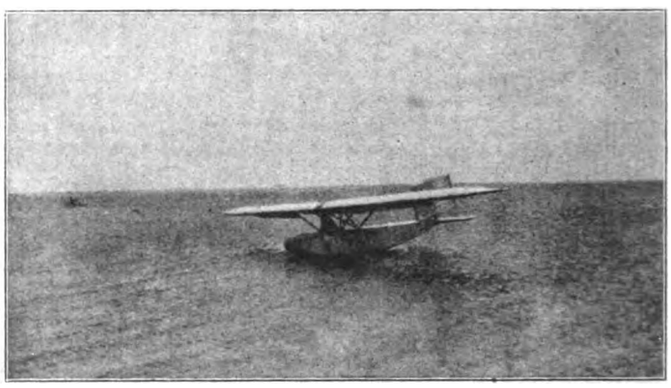


Abb. 7. L. F. G. »Phönix«-Eindecker, Rumpfflugboot.

Segelfliegerei so unentbehrliche geduldige Ausharren nicht gelernt hatten und im Hafen lagen. Verschiedene Schleppversuche lehrten einiges. Die Flugmöglichkeiten über bewegtem Wasser können aber noch nicht beurteilt werden.

Außer diesen geschilderten Flugzeugen waren aus der näheren Umgebung selbst eine Reihe von Flugzeugen gekommen. Wie in der Rhön konnte beobachtet werden, daß die Freude am motorlosen Flug weitere Kreise umfaßt. Unbeirrbares Zielbewußtsein gehört dazu, sich mit unvollkommenem Werkzeug durchzusetzen. Wenn diese Anhänger des Segelflugs dieses Mal noch keine Erfolge aufzuweisen hatten, so werden sie doch Erfahrungen verwerten können.

Die Veranstalter und ihre Helfer verdienen den Dank aller derjenigen, denen die Pflege der Luftfahrt am Herzen liegt, daß der Erste Deutsche Küsten-Segelflug 1923 ermöglicht wurde. Nach Abschluß des diesjährigen Rhönwettbewerbs wird darüber zu sprechen sein, in welcher Weise in Zukunft dieses zweite deutsche Segelfluggelände neben der klassischen Rhön weiteren Versuchen zugeführt werden kann. Man ist geneigt, dies von Herzen zu wünschen, schon um die Verbindung zwischen dem gastlichen Ostpreußen und Innerdeutschland enger zu gestalten.

Ein Beispiel zum statischen Segelflug.

Von J. Ackeret, Göttingen.

Es besteht heute allgemein die Ansicht, daß die bisherigen Erfolge im Segelflug im wesentlichen durch den am Flugort herrschenden starken Aufwind zustandegekommen sind. In der Tat war es z. B. beim letztjährigen Rhönwettbewerb deutlich zu beobachten, daß die Flieger die Höhe nicht halten konnten, sobald sie aus einer gewissen günstigen Zone herauskamen. Auch beim Segelflug der Raubvögel ist das zu sehen; es gibt Raumstellen, die von den Vögeln gemieden werden und andere, in denen sie mit Vorliebe segeln. Diese Zonen können recht beträchtliche Ausdehnungen haben, viel größere als man gewöhnlich anzunehmen geneigt ist.

Es sollen nun an einem einfachen Beispiel diese Verhältnisse näher betrachtet werden. Als solches wählen wir eine steile Meeresküste mit dahinter sanft ansteigendem Land. Die Aufgabe wird dadurch von vornherein zweidimensional, d. h. längs der Küste sollen alle Geschwindigkeiten, Drucke usw. konstant sein. Vom Meere her blase ein Wind mit vorgegebener Stärke V m/s senkrecht gegen das Ufer. Die Windgeschwindigkeit soll ferner weit weg von der Küste über dem Meere in allen Höhenlagen dieselbe sein. Es gibt nun eine einfache hydrodynamische Methode, die von Rankine herrührt[1]), die sog. Quellenmethode, mit Hilfe deren es möglich ist, Strömungen um Körper dadurch darzustellen, daß man die Körper durch in Lage und Stärke geeignet gewählte Quellen und Senken ersetzt. Schöne Beispiele zu diesem Vorgehen bieten vor allem die Untersuchungen von G. Fuhrmann über Luftschiffkörper.

[1]) Siehe etwa Pröll, »Flugtechnik«, Seite 52.

Digitized by Google

In unserem Falle genügt schon die einfachste Annahme: Eine einzige linienförmige Quelle, die sich längs der Küste erstreckt. Die Ergiebigkeit der Quelle sei Q pro m, d. h. ein Stück von 1 m des die Küste ersetzenden Quellfadens liefere Q m³/s.

Aus der Hydrodynamik ist bekannt, daß diese Quellströmung mit dem Parallelstrom zu einer resultierenden Strömung zusammengesetzt werden kann. Die Geschwindigkeit in einem beliebigen Punkte ergibt sich dann aus der geometrischen Addition der von der Quellströmung und Parallelströmung herrührenden Geschwindigkeiten nach Art des Kräfteparallelogrammes.

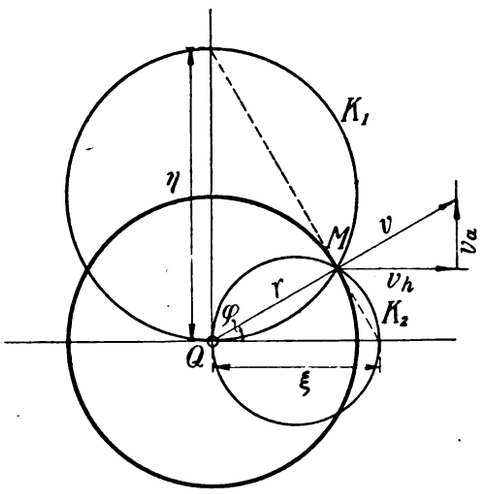


Abb. 1.

Die Geschwindigkeit der Quellströmung ist leicht anzugeben. Sie ist radial von der Quelle weggerichtet und nimmt der Größe nach mit der Entfernung umgekehrt proportional ab, wie sich daraus ergibt, daß ja durch jeden Zylinder um die Achse des Quellfadens dieselbe Flüssigkeitsmenge (nämlich die Ergiebigkeit Q) strömen muß. Man findet deshalb (s. Abb. 1):

$$v = \frac{Q}{2\pi r} \text{ m/s.}$$

Fügt man jetzt die Parallelströmung V hinzu, so kann man in jedem Punkte die resultierende Geschwindigkeit ermitteln und sodann leicht die Stromlinien einzeichnen (Abb. 5) [1]. Jede Stromlinie kann aber auch als feste Grenze gedacht werden, längs deren die Flüssigkeit strömt. Denn die Stromlinie ist ja definiert als Linie, deren Tangentenrichtung mit der Strömungsrichtung übereinstimmt. Es gibt eine ausgezeichnete Stromlinie (s. Abb. 5), die sich im Punkte P verzweigt. Sie ist in der Abbildung stärker ausgezogen und soll als Profil der Küste gelten.

Das ist natürlich nur eine Annäherung an die Wirklichkeit, dürfte aber für einen ersten Überblick ausreichend sein. Diese Linie umschließt nach ihrer Verzweigung einen Raum, innerhalb dessen nur die aus der Quelle kommende Luftmenge strömt; die Quellflüssigkeit schiebt sich also gewissermaßen zwischen die Parallelströmung ein und drängt die parallelen Stromlinien etwas zur Seite. Die Höhe der Küste h strebt asymptotisch gegen einen Grenzwert, der sich sehr einfach bestimmt. Im Unendlichen ist die Wirkung der Quelle gleich Null, die Flüssigkeit hat also dort die Geschwindigkeit V der Parallelströmung. Durch den Querschnitt $2h$ (die Breite sei im folgenden stets gleich 1 m) strömt also die ganze Ergiebigkeit Q. Damit wird aber:

$$Q = 2 \cdot h \cdot V$$

und

$$h = \frac{Q}{2V}.$$

Diese Höhe ist praktisch schon ziemlich nahe der Quelle erreicht. Der Punkt P ist ein sog. Staupunkt; er liegt vor dem Quellfaden in einer solchen Entfernung $\overline{QP}$, daß die Stromgeschwindigkeit und die Quellgeschwindigkeit sich gerade aufheben. Es ist somit:

$$\overline{QP} = \frac{Q}{2\pi V}.$$

Wir wollen nun das Strömungsfeld etwas näher untersuchen und fragen zunächst nach den Linien gleicher Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit; die letztere ist offenbar für unser Problem von besonderer Bedeutung. Nehmen wir irgendeinen Punkt M (Abb. 1), so ist die Geschwindigkeit der Quellströmung dort:

$$v = \frac{Q}{2\pi r}$$

die Komponente senkrecht:

$$v_a = v \sin\varphi = \frac{Q}{2\pi} \frac{\sin\varphi}{r}$$

diejenige wagerecht:

$$v_h = v \cos\varphi = \frac{Q}{2\pi} \frac{\cos\varphi}{r}$$

oder auch:

$$v_a = \frac{Q}{2\pi\eta}; \qquad v_h = \frac{Q}{2\pi\xi}$$

wie man aus der Abbildung leicht ablesen kann. v_a bzw. v_h sind also konstant auf den Kreisen K_1 bzw. K_2.

Die Hinzufügung der Parallelströmung V ändert nun an der Tatsache, daß die Horizontal- bzw. Vertikalgeschwindigkeiten auf den erwähnten Kreisen konstante Werte haben, nichts, die Vertikalgeschwindigkeiten bleiben überhaupt gleich, und die Horizontalgeschwindigkeiten ändern sich um den gleichbleibenden Wert V. Wir gewinnen somit eine anschauliche Beschreibung des Strömungsfeldes, indem wir nur eine Anzahl dieser Kreise zeichnen müssen und sofort angeben können, was für eine Windstärke bzw. Windrichtung in jedem Punkt des Luftraumes herrscht.

Sehen wir nun zu, wie sich ein Segelflugzeug in dieser aufsteigenden Luftströmung bewegen kann. Wir denken uns zu dem Ende die absolute Geschwindigkeit des Flugzeuges (gegenüber dem Erdboden), entstanden aus der Überlagerung von Relativgeschwindigkeit des Seglers gegenüber der Luft und der Windgeschwindigkeit selber (s. Abb. 2). Da wir die letztere nunmehr an jedem Punkte genau kennen, so können wir die Absolutgeschwindigkeit, die uns hier hauptsächlich interessiert, erhalten, sobald wir die Relativbewegung nach Größe und Richtung wissen. Nun ist aber die Relativbewegung nicht eindeutig bestimmt, denn es ist klar, daß der Führer durch Betätigen des Höhensteuers eine große Mannigfaltigkeit von Bewegungen erzwingen kann. Wir übersehen die Verhältnisse am besten an Hand der Abb. 3. Das Flugzeug werde in ruhender Luft, z. B. durch einen Fesselballon in eine bestimmte Höhe gehoben und dann losgelassen. Das Herabgleiten zur Erde erfolgt unter einem Winkel α, der gegeben ist durch

$$\operatorname{tg}\alpha = c_w/c_a.$$

Je nach der Stellung des Höhenruders kann der Winkel α in gewissen Grenzen beliebige Werte haben. Zu jedem α gehören ein, ev. zwei verschiedene Werte von c_a und c_w, wie man aus dem Polardiagramm (Abb. 4) unmittelbar entnehmen kann. Anderseits läßt sich aber auch leicht aus den vorgegebenen Daten des Flugzeuges $\left(\text{Flächenbelastung } \frac{G}{F}\right)$ die Fluggeschwindigkeit erhalten:

$$v = \sqrt{\frac{2}{\varrho}\frac{G}{F}\frac{1}{c_a}}.$$

Tragen wir die so ermittelten Geschwindigkeitsvektoren vom Punkte N (Abb. 3) aus unter dem Winkel α gegen die Horizontale auf, so liegen die Endpunkte dieser Vektoren auf einer für jedes Flugzeug charakteristischen Kurve, die wir den Hodographen des Flugzeuges nennen wollen.

Wir nehmen als Beispiel eine Küste von h m Höhe. Die Windgeschwindigkeit V sei zu 10 m/s angenommen. Wir bestimmen jetzt die Quellstärke, gewissermaßen die Rückwirkung des Ufers auf den Wind. Früher haben wir gefunden:

$$h = \frac{Q}{2V}$$

oder

$$Q = 2 \cdot V \cdot h$$

also proportional V. Der Abstand der Quelle vom Staupunkt P ist ferner

$$\overline{PQ} = \frac{Q}{2\pi V}.$$

Jetzt können wir die Kreise konstanter Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeiten einzeichnen, deren Durchmesser ξ bzw. η gegeben sind durch:

$$\xi = \frac{Q}{2\pi v_h} \qquad \eta = \frac{Q}{2\pi v_a}$$

wo v_h und v_a die zu der Hauptgeschwindigkeit V hinzutretenden Störungsgeschwindigkeiten sind. In Abb. 5 sind diese Kreise für die

[1] Die gestrichelt gezeichneten symmetrischen Stromlinien interessieren uns hier nicht weiter.

Digitized by Google

Geschwindigkeiten 1, 2...5 m/s eingezeichnet. Durch jeden Punkt des Strömungsfeldes kann man zwei Kreise v_a = const. und v_h = const. legen und somit die Geschwindigkeit eindeutig bestimmen. Im Punkte *A* ist z. B. die Aufwärtsgeschwindigkeit 1 m/s die horizontale Störungsgeschwindigkeit gleich Null, so daß die Horizontalkomponente 10 m/s beträgt. Die Luft steigt also dort mit

Abb. 2.

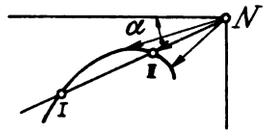


Abb. 3.

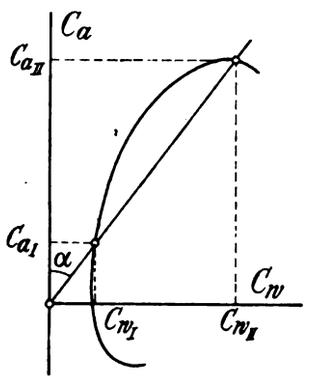


Abb. 4.

der Neigung 1:10 an. Im Punkte *B* herrscht eine Aufwärtsgeschwindigkeit von 3 m/s und eine Horizontalgeschwindigkeit von 10 — 2 = 8 m/s. Die Quelle wirkt ja hier nach vorn, die Küste staut den Wind. Endlich haben wir in *C* eine beträchtliche Übergeschwindigkeit, nämlich 10 + 2 = 12 m/s bei einer Aufwärtsgeschwindigkeit von 2 m/s.

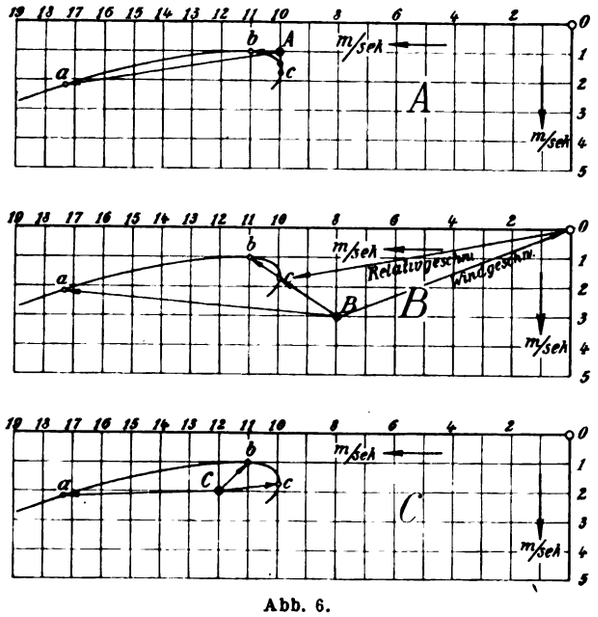


Abb. 6.

Wir denken uns nun für irgendein Flugzeug den Hodographen gezeichnet. (Die Verhältnisse des Beispieles gelten etwa für ein gutes Rhönflugzeug.) Wird jetzt der Vektor der Windgeschwindigkeit in dasselbe Diagramm eingetragen, so stellt sich die Absolutgeschwindigkeit in einfacher Weise dar als Verbindungslinie des Anfangspunktes des Luftgeschwindigkeitsvektors mit einem Punkte

des Hodographen. Dieser letztere ist aber dem Ermessen des Führers anheimgestellt. Man übersieht mit einem Blick, was mit einem vorgegebenen Segelflugzeug an einer beliebigen Stelle des Flugraumes noch erreicht werden kann. Nehmen wir etwa den Punkt *B* (Abb. 6). Dort hatten wir 3 m Aufwärts- und 8 m Horizontalgeschwindigkeit. Der Vektor *BO* stellt die resultierende Windgeschwindigkeit dar.

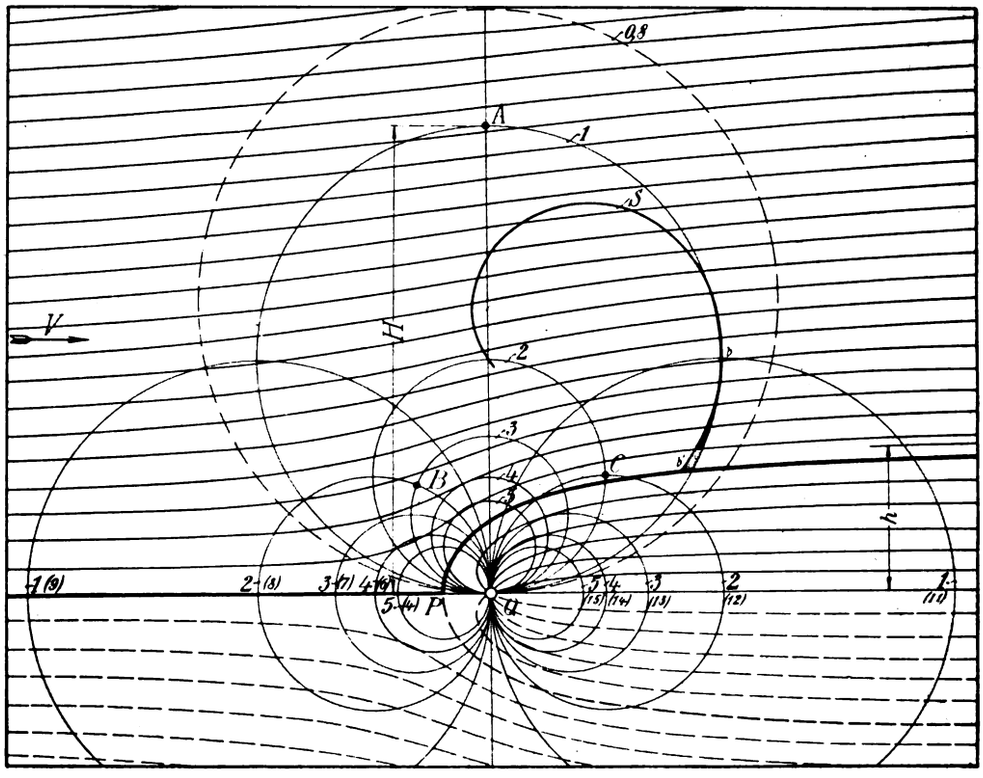


Abb. 5.

Je nach der Höhenruderlage kann ein beliebiger Punkt des Hodographen eingestellt werden, z. B. *a* (kleiner Anstellwinkel) oder *b* (großer Anstellwinkel). Dann ist im ersteren Falle die Absolutgeschwindigkeit gleich dem Vektor $\overline{Ba}$, d. h. das Segelflugzeug steigt mit rd. 90 cm/s Geschwindigkeit und bewegt sich mit 9,3 m/s gegen den Wind, vom Erdboden aus gesehen. In *A* ist offenbar die Gipfelhöhe erreicht, der Führer kann die Maschine gerade noch in der Höhe halten, wenn er sie auf Punkt *b* des Hodographen einstellt. Er wird dabei mit 1 m/s gegen den Wind vorkommen, also den Punkt *A* nicht dauernd einhalten können. Würde er etwa auf *c* einstellen (sehr großer Anstellwinkel), so bewegt sich die Maschine wie ein Fahrstuhl nach unten mit rd. 75 cm/s.

Bei *C* sehen wir, daß auch ein Zurücktreiben möglich ist; der Führer muß schon recht wenig Anstellung geben (Punkt *a* des Hodographen), um noch gegen den Wind vorzukommen. Eine Einstellung von *b* oder *c* würde ihn steigend zurücktreiben.

Für die Gipfelhöhe *H* ergibt sich eine einfache Beziehung, wenn man, was für Segelflugzeuge vorläufig keinen großen Fehler bedeutet, die Luftdichte als konstant annimmt. In *A* muß nämlich die Aufwärtsgeschwindigkeit v_a gerade gleich der kleinstmöglichen Sinkgeschwindigkeit v_s des Flugzeuges sein, welch letztere ja direkt dem Hodographen entnommen oder aber auch in bekannter Weise aus Flächenbelastung und c_a^3/c_w^2 nach der Formel:

$$v_s = \sqrt{\frac{2}{\varrho}\,\frac{G}{F}\,\frac{c_w^2}{c_a^3}}$$

berechnet werden kann. Nun hatten wir gefunden

$$v_a = \frac{Q}{2\pi H}.$$

Setzen wir dies gleich v_s und benutzen den früher erhaltenen Wert für *Q*, so ergibt sich:

$$v_s = \frac{h\,V}{H\cdot\pi} \quad \text{oder} \quad H = \frac{V\cdot h}{\pi\, v_s}.$$

Sei etwa *h* gleich 50 m, *V* gleich 10 m/s, v_s gleich 1 m/s, so erhalten wir *H* = 158 m, also eine recht beträchtliche Höhe.

Weiterhin ist in der Abb. 5 eine Kurve *S* gezeichnet, die diejenigen Orte des Luftraumes verbindet, in welchen ein Stillstand des Flugzeuges (gegenüber dem Erdboden) möglich ist. Man findet

Digitized by Google

sie einfach so, daß man die Hodographenkurve in das Strombild rückwärts überträgt. Ein Stillstand ist ja nur möglich, wenn die Relativgeschwindigkeit entgegengesetzt gleich der Windgeschwindigkeit ist, mithin die früher mit A, B, C usw. bezeichneten Punkte auf der Hodographenkurve selber liegen.

Die bisher betrachteten Flugzeugbewegungen lagen alle in einer Ebene senkrecht zur Küstenlinie. Praktisch wird nun aber der Segelflieger meistens noch eine Bewegung längs der Küste ausführen. Fassen wir z. B. den Punkt A (Gipfelhöhe) ins Auge. Er liegt nicht auf der Kurve S; ein absoluter Stillstand ist somit ausgeschlossen. Trotzdem ist es möglich, diese Höhe einzuhalten, indem das Flugzeug die erwähnte Seitenbewegung ausführt mit einer Geschwindigkeit v_l, die sich folgendermaßen auffinden läßt:

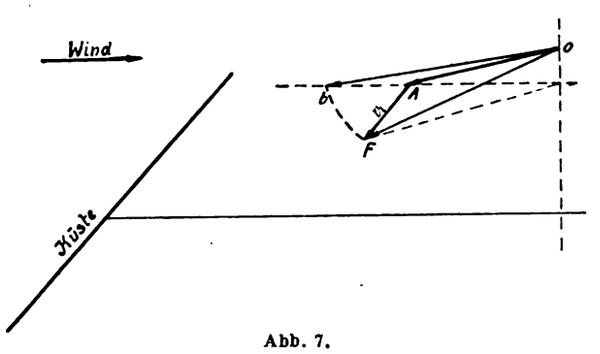


Abb. 7.

Aus Abb. 6a ergibt sich für die Gipfelhöhe (Punkt A) die Windgeschwindigkeit gleich der Entfernung $\overline{AO}$. Das Flugzeug fliegt mit dem größten c_a^3/c_w^2 (Punkt b) und hat die Relativgeschwindigkeit $\overline{Ob}$. Wir schwenken nun den Vektor $\overline{Ob}$ um die durch O gehende vertikale Achse aus der Zeichnungsebene heraus, bis seine Projektion auf dieselbe gleich $\overline{OA}$ wird. (Siehe die perspektivische Abb. 7.) $\overline{AF}$ ist dann die gesuchte Komponente v_l. In unserem Beispiel wird v_l für die Gipfelhöhe 4,6 m/s.

Jetzt sind wir auch imstande, ganz allgemein die Frage zu lösen: in welchem Gebiet kann ein fortdauerndes Schweben ohne Höhenverlust stattfinden? (Zeitliche Windkonstanz vorausgesetzt!) Zunächst ist klar, daß dasselbe innerhalb des Kreises der minimalen Sinkgeschwindigkeit liegen muß. Es gibt aber auch noch eine zweite Grenze, nämlich das Stück $\overline{bb'}$ der Kurve S in Abb. 5. Der schraffierte Zwickel fällt also aus. Links von diesem Kurvenstück

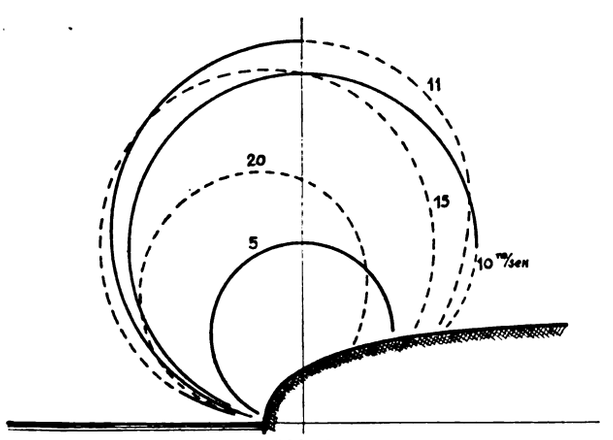


Abb. 8.

ist die Vorwärtsgeschwindigkeit größer als die Horizontalkomponente des Windes; auf dem Kurvenstück ist sie gleich (dort haben wir ja Stillstand); rechts davon, also im schraffierten Zwickel, überwiegt der Wind, und das Flugzeug wird zurückgetrieben. Eine größere Horizontalgeschwindigkeit der Maschine können wir nun aber stets durch Seitwärtsfliegen ausgleichen, bei zu kleiner ist dies hingegen nicht möglich, das schraffierte Gebiet demnach unbenutzbar.

Das Beispiel gilt nur für eine Windgeschwindigkeit. Wenn eine andere angenommen wird, so ist zu beachten, daß nach den früheren Betrachtungen die Quellstärke der Windstärke proportional zu vergrößern ist, damit die Höhe h sich nicht ändert. Die Kreise gleicher Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit werden dann verhältnismäßig größer.

In Abb. 8 sind die Segelbereiche für verschiedene Windgeschwindigkeiten im selben Maßstab gezeichnet. Es zeigt sich sehr deutlich die für den Segelflieger wichtige Tatsache, daß eine Vergrößerung der Windgeschwindigkeit nicht unbedingt auch eine größere Gipfelhöhe zur Folge hat, wie man bei oberflächlicher Betrachtung zu schließen geneigt ist. Wird nämlich der Wind sehr stark, so ist der Flieger genötigt, zu drücken, um noch dagegen anzukommen. Bei geringen Anstellwinkeln ist aber c_a^3/c_w^2 sehr schlecht, und das Flugzeug muß wieder in stärker aufsteigende Luft geführt werden, um bei der vergrößerten Sinkgeschwindigkeit sich halten zu können. Man sieht dies am besten, wenn man den Grenzfall eines Orkanes betrachtet: Nur in der nächsten Nähe des Staupunktes ist ein Segelflug möglich, an allen anderen Stellen würde der Flieger unweigerlich zurückgetrieben. In Abb. 8 sind die beiden genannten Grenzen verschieden ausgezogen. Die Stücke des Sinkgeschwindigkeitsgrenzkreises sind voll gezeichnet; die zweite Grenze ist gestrichelt und erlangt bei starkem Wind sichtlich größere Bedeutung.

Ein Ausgleich ist möglich durch Vergrößerung der Flächenbelastung. Paradox ausgedrückt heißt das: Um die Gipfelhöhe bei starkem Wind zu vergrößern, muß der Segelflieger Ballast mitnehmen, und zwar soviel, daß er in Gipfelhöhe ungefähr den Anstellwinkel des besten c_a^3/c_w^2 einstellen kann, ohne zurückgetrieben zu werden.

Das Bestreben, kleine Sinkgeschwindigkeiten durch geringe Flächenbelastung zu erzielen, kann also zu ungünstigen Ergebnissen führen. Kleine Flächenbelastung kommt hauptsächlich dann in Betracht, wenn es gilt, bei möglichst schwachem Winde noch zu segeln.

Zum Schlusse möge einiges über die Gültigkeit dieser Methode gesagt werden. Die Strömung ist als reibungsfrei angenommen; das trifft natürlich in Wirklichkeit nicht zu. Sofern man sich nicht gerade für die Verhältnisse in unmittelbarer Bodennähe interessiert, hat dies wenig Bedeutung, da ein Ablösen der Strömung von der Bergkontur nicht zu erwarten ist, so daß die gewonnenen Ergebnisse bezüglich des Segelbereiches usw. weitgehend zutreffend sein dürften.

Wenn es sich um einen Berg von endlicher seitlicher Ausdehnung handelt, können, wie Prof. Prandtl in dieser Zeitschrift vor einiger Zeit erwähnt hat, die von dem Berge abgehenden Wirbel ganz neue und zum Teil für das Segelflugwesen günstige Verhältnisse schaffen [1]).

Die Möglichkeit zu einem langandauernden statischen Segelflug ist durch die Rekordflüge von Martens, Hentzen, Maneyrol und anderen überzeugend bewiesen; die nächste Aufgabe wird im Distanzflug und vor allem auch im Höhenflug bestehen. Da wird ein Studium der Windströmungen an den Wettbewerbsorten nicht nur in meteorologischer, sondern auch in aerodynamischer Hinsicht von großem Interesse sein.

Zusammenfassung.

Der statische Segelflug an einer Steilküste wird behandelt. Wenn man von der genauen Küstenform und der Reibung absieht, ist es möglich, den Strömungszustand in jedem Punkt des Luftraumes anzugeben und die Bewegungsmöglichkeiten eines gegebenen Segelflugzeuges zu studieren. Es ergeben sich einfache Beziehungen für die Gipfelhöhe bei bestimmter Windstärke, ferner zeigt es sich, daß die Bereiche des möglichen statischen Segelfluges ihre Ausdehnung bei verschiedenen Windstärken stark verändern.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923.

Bekanntmachung III.

Kyffhäuser-Konstruktionspreis

für Neuerungen in Konstruktionseinzelheiten für Segelflugzeuge, gestiftet von der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Frankenhausen (FVF) am Kyffhäuser-Technikum, Höhere Technische Lehranstalt für Luftfahrzeugbau in Frankenhausen am Kyffhäuser,

M. 150000.

Bewertet werden sowohl Neuerungen in Konstruktionseinzelheiten an Flugzeugen, die am Rhön-Segelflug-Wettbewerb teilnehmen, als auch Neuerungen konstruktiver Art, die als Modelle oder Entwürfe eingereicht werden. In erster Linie sollen neue Ideen solcher Wettbewerber berücksichtigt werden, die nicht in der Lage waren, eigene Segelflugzeuge zu bauen, sondern sich nur konstruktiv und theoretisch mit dem Segelflugwesen beschäftigen konnten. Nur deutsche Bewerber kommen in Frage.

Jedem Bewerber ist freigestellt, mehrere Neuerungen gleichzeitig zum Wettbewerb einzureichen, doch ist jeder Gegenstand in der Anmeldung zum Wettbewerb und in den einzureichenden

[1]) ZFM 1922, Seite 275.

Digitized by Google

Unterlagen getrennt zu behandeln. Jede angemeldete Neuerung, ob sie an einem am Segelflugwettbewerb teilnehmenden Flugzeug angebracht ist oder als Entwurf eingereicht wurde, muß

1. auf einer Konstruktionszeichnung dargestellt,
2. durch eine kurzgefaßte Erläuterung beschrieben und
3. durch eine kurzgefaßte Begründung als Fortschritt gegenüber seither üblichen Konstruktionen erwiesen sein.

Die beiden Schriftstücke Nr. 2 und 3 sind auf einseitig beschriebenen Blättern in Aktenformat auszuführen und ebenso wie die Konstruktionszeichnung mit Namen und Adresse des Einsenders zu versehen. Reicht ein Bewerber mehrere Entwürfe ein, so ist jeder Entwurf mit seinen zugehörigen Anlagen mit einer besonderen, großen, deutlich erkennbaren Nummer zu versehen.

Die Anmeldung zum Preisbewerb ist auf einem besonderen Blatt den genannten Schriftstücken beizufügen.

Die Meldungen zum Preisbewerb sind bis zum 27. August 1923, mittags 12 Uhr, an die Geschäftsstelle des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes, Gersfeld (Rhön), einzusenden. Die Einsendung soll jedoch erst nach dem 1. August 1923 erfolgen, weil die Geschäftsstelle erst dann nach Gersfeld verlegt wird. Außer der Meldung sind zum genannten Zeitpunkt auch die verlangten Unterlagen nach dort einzusenden.

Das Preisgericht, dem außer Ing. Kromer zwei Mitglieder der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Frankenhausen angehören sollen, wird seinerzeit von den Veranstaltern berufen.

Der ausgeschriebene Preis ist so angelegt, daß eine Markentwertung bis zur Auszahlung des Preises ohne Einfluß bleibt. Die FVF behält sich vor, den Preis noch zu erhöhen oder einen II. Preis hinzuzufügen.

Frankfurt a. M., den 1. Mai 1923.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes.
Dr. h. c. Kotzenberg.
Deutscher Modell- und Segelflugverband.
Dr. h. c. Kotzenberg.

Bekanntmachung IV.

Zusatzpreise zum Wettbewerb.

1. Ring der Flieger-Preis.

Gegenwert von 20 Zentner Roggen, gegeben vom Ring der Flieger in 5proz. wertbeständigem Rentenbrief der Roggenbank. (Wert 25. April etwa M. 1 Mill.)

Der Preis wird dem zur deutschen Kulturgemeinschaft gehörigen Bewerber zugesprochen, der als erster mit einem motor- und traggaslosen Fluggerät mindestens 400 m Höhe über dem Gipfel der Wasserkuppe erreicht (gefesselter Start und Flug zulässig), der dann im freien Segelfluge (d. h. ohne Fesselung) die Gegend von Fulda erreicht und nach einer Luftbildaufnahme Fuldas westwärts der Bahn Schlüchtern—Fulda—Hünfeld landet.

2. Flieger-Gedenkpreis.

Gegenwert von 2 Zentner Roggen, gegeben vom Ring der Flieger in 5proz. wertbeständigem Rentenbrief der Roggenbank. (Wert 25. April etwa M. 100000.)

Der Preis wird dem zur deutschen Kulturgemeinschaft gehörigen Bewerber zugesprochen, der die beste Luftbildaufnahme der Flieger-Gedenkstätte aus niedriger Höhe am Tage ihrer Weihe, dem 30. August 1923, anfertigt. Die Aufnahme muß aus einem zum Vor- oder Hauptwettbewerb zugelassenen Flugzeug erfolgen, sie kann senkrecht oder schräg sein. Kammern jeder Art sind zugelassen. Der Ring der Flieger hat Mitbenutzungsrecht an der preisgekrönten Aufnahme.

3. Zweisitzerpreise.

Zu dem in § 7b unter IV genannten Zweisitzerpreis von M. 400000 werden ein zweiter und ein dritter Preis gebildet, für die die unter IV. der Ausschreibung gegebenen Bedingungen ebenfalls gelten.

2. Preis M. 100000 (Wuppertalpreis),

gestiftet vom Niederrheinischen Verein für Luftfahrt, Sektion Wuppertal, Barmen, Heidterstraße 12.

Der Gewinner dieses Preises muß sich verpflichten, bei dem genannten Verein einmal einen Vortrag, spätestens nach Verlauf von sechs Monaten nach Erringung des Preises, zu halten, ohne daß ihm dadurch Unkosten erwachsen; Reisekosten, Unterbringungs- und Verpflegungskosten in Barmen trägt der Preisstifter.

3. Preis M. 75000.

Frankfurt a. M., den 4. Mai 1923.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes.
Dr. h. c. Kotzenberg.
Deutscher Modell- und Segelflugverband.
Dr. h. c. Kotzenberg.

Über neue Versuche mit Schwingenfliegern.[1])

Von Manfred Reiffenstein.

Angeregt durch die Erörterungen über die Möglichkeit eines dynamischen Segelfluges finden gegenwärtig alle jene Versuche ein lebhaftes Interesse, welche die Verhältnisse bei Flügeln, die nicht rein translatorisch relativ gegen die Luft bewegt werden, betreffen. Während der Einfluß einer periodisch pulsierenden Luftströmung auf Flügelflächen, also der Energieentzug aus bewegter Luft in jüngster Zeit bereits experimentell untersucht wurde (Versuche von Katzmayr, ZFM 1922, Heft 6 und 7), liegen die Verhältnisse bei bewegten Flügeln, also bei Energieabgabe an die Luft, noch ganz im unklaren.

Im folgenden sollen nun einige Untersuchungen besprochen werden, die mit Modellen eines Welsschen Schwingenflugzeuges angestellt wurden und welche die Vorgänge bei aktiv sich bewegenden Flügeln unter Energieabgabe an die Luft betreffen.

Der Grund, daß der Schwingenflieger bis heute nicht über das Versuchsstadium hinausgekommen ist, liegt teils in mangelnder Erkenntnis, teils in den bei der Ausführung sich ergebenden Konstruktionsschwierigkeiten.

Man sah, daß der Vogel beim Fliegen die Flügel auf und nieder schlug und ahmte diese Bewegung auf rohe mechanische Weise nach, ohne in das Wesen der Sache weiter einzudringen zu versuchen. Es konnten so nur Mißerfolge herauskommen, von den konstruktiven Schwierigkeiten, die durch die gelenkige Anordnung der Flügel am Rumpf und ihren verwickelten Bewegungsmechanismus auftraten, ganz zu schweigen. Es schien, als ob auf diesem Wege nichts zu erreichen sei.

Systematische Forschungen des bekannten Flugtechnikers Ingenieur Franz Wels, der 1906 in Trautenau als erster in Österreich Gleitflüge mit dem Zanonia-Flügel vollführte, haben nun ein neues Licht in diese Verhältnisse geworfen.

Zu ihrer Erläuterung müssen wir weiter zurückgreifen und ein scheinbar ganz entfernt liegendes Gebiet streifen. Wir müssen ausgehen von der Fortbewegungsart, Schlängelung der Fische und der Schlangen. Stellen wir uns in Abb. 1 einen Fisch in seiner Bewegung vor.

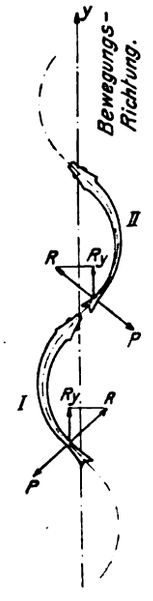


Abb. 1.

In dem gezeichneten Zeitpunkt 1 ist er nach einem Rechtsbogen gekrümmt und im Begriff, sich gerade zu strecken. Dadurch übt der Schwanz einen Druck P auf das Wasser aus und erfährt selbst einen Rückdruck R, dessen Komponente R_y in der Bewegungsrichtung liegt und als Vortrieb zur Wirkung gelangt. Im nächsten Moment 2 krümmt sich der Fischleib nach einem Linksbogen, wieder wird durch das Geradestrecken ein Druck P und eine Reaktion R erzeugt, deren Komponente R_y wieder in die Bewegungsrichtung fällt. Es wird also durch diese periodische Bewegung, Krümmung, Schlängelung des Fischleibes in einer Wellenlinie ein Vortrieb und damit eine Fortbewegung in der y-Richtung, der Achse dieser Wellenlinie — Sinuslinie — erzielt.

Ein ähnlicher Vorgang besteht nun auch beim Vogelflug, lediglich mit einigen quantitativen Unterschieden!

Bei der großen Dichte des Mediums, des Wassers, in dem sich der Fisch bewegt und in dem er in rein statischem, vertikalem

[1]) Die Schriftleitung hat sich entschlossen, diesen Beitrag zur Erforschung der Vorgänge beim Schwingenflug aufzunehmen.

Die darin niedergelegten Erfahrungen und Begründungen bedürfen der Nachprüfung.

Digitized by Google

Gleichgewicht schwimmt, genügt es für die Erzielung der nötigen Vortriebskraft, seinen Körper — etwas breitgequetscht — als Stromkörper kleinsten Widerstandes auszubilden und in eine kleine Schwanzflosse auslaufen zu lassen.

Anders beim Vogel, der ja mehrere hundert Male spezifisch schwerer ist als sein Element, die Luft, und der darum außer der Vortriebskraft auch noch eine senkrechte Hubkomponente in der Größe seines ganzen Eigengewichtes aufzubringen hat. Hier bedarf es eigener, zweckmäßig gestalteter Organe, eben der Flügel.

Betrachten wir nun den Vogelflug unter diesen Gesichtspunkten!

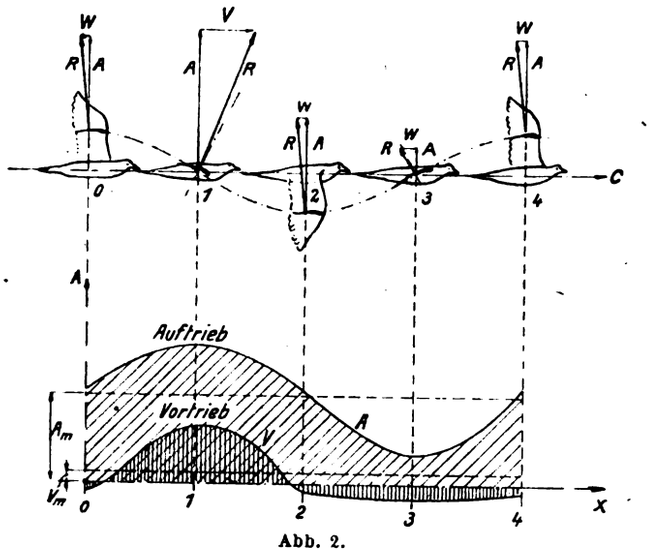


Abb. 2.

Abb. 2 zeigt einen Vogel in vier verschiedenen Phasen während eines Flügelschlages.

In der Stellung *O* haben die Flügel ihre höchste Lage und geben der Fortbewegungsgeschwindigkeit entsprechend eine Resultierende des Luftwiderstandes *R*, die sich, wie gezeichnet, in Auftrieb *A* und Rücktrieb *W* zerlegt. Nun werden beim Niederschlag die Flügel gleichzeitig nach vorn geneigt, die Resultierende *R*, die stets annähernd senkrecht zur Flügelfläche anzunehmen ist, ist also nach vorn geneigt und gibt außer dem Auftrieb *A* auch eine große Vortriebskomponente *V* (Stellung 1). In der tiefsten Lage, Stellung 2, sind wieder die gleichen Verhältnisse wie in der höchsten Stellung *O*, und beim Aufschlag, Stellung 3, werden die Flügel nach rückwärts geneigt, die Resultierende *R* und damit der Auftrieb und Rücktrieb bleiben aber klein, bis in der Stellung 4 wieder die gleiche Phase wie bei *O* erreicht ist und das Spiel sich wiederholt.

Selbstverständlich bleibt der Vogelkörper dabei nicht, wie gezeichnet, in einer geraden Linie, sondern wird den periodischen Schwankungen des Auftriebes entsprechend selbst kleine Schwankungen vollführen müssen, also eine ganz schwache Wellenlinie beschreiben; hinzu kommen noch die Reaktionsbewegungen, wobei das Verhältnis der Massen der bewegten Flügelteile zu dem des Vogelkörpers in Frage kommt (Schwerpunktssatz!).

Die Bewegung der Flügel geschieht also in einer Wellenlinie, mit periodisch wechselnden Winkelschwankungen der Flügelfläche verbunden, genau so, wie die früher betrachtete Bewegung, die Schlängelung des Fisches mit eben jenen Unterschieden, welche die Natur des Mediums bedingt.

Entwicklungstheoretisch ist es auch interessant, daß die Bewegungsart des Wassertieres, die allen gemeinsame Welle des flüssigen Mediums, von der Natur beibehalten wurde — bei den Schlangen, als sie ans Land stiegen, und sogar bei den Flugeidechsen, Pterodaktylen, Archäopteryxen und schließlich den Vögeln, als sie sich in das Luftmeer aufschwangen. Anfangs- und Endglied der Kette, einfachste Wassertiere und hochentwickelte Herrscher der Lüfte, Träger des gleichen Naturprinzips berühren einander, der Ring ist geschlossen!

Zurückkommend auf Abb. 2 zeichnen wir uns unterhalb der verschiedenen Stellungen des Vogels die gewonnenen Auftriebs- und Vortriebs- bzw. Rücktriebskomponenten auf. Wir erhalten die Kurven *A* für den Auftrieb und *V* für den Rücktrieb.

Man sieht nun daraus: Der Auftrieb schwankt zwischen einem größten und kleinsten Werte, der Mittelwert A_m läßt sich also darstellen durch die gestrichelte Linie und muß gleich sein dem Eigengewicht des Vogels.

Ein positiver Vortrieb dagegen entsteht nur beim Niederschlag der Flügel, sonst ist er negativ, also ein Rücktrieb. Trotzdem ist aber der Mittelwert V_m wieder positiv, also ein wirklicher Vortrieb, und dieser muß gleich sein dem gesamten Luftwiderstand des Vogelkörpers bei der gegebenen Fluggeschwindigkeit.

Nun handelt es sich um die mechanische Verwirklichung dieses Prinzips! Und da ist es Ingenieur Wels gelungen, durch eine höchst einfache Lösung in seinem »Translations-Trieb« alle charakteristischen Eigenschaften und Vorteile obigen Gedankens zusammenzufassen.

Es zeigt sich, daß ein Flügel, der in der Gegend des Kreuzkopfes an einer Pleuelstange starr befestigt ist, bei der Bewegung dieser Pleuelstange in einer normalen Schubkurbelkette eben jene geforderte hin- und hergehende Bewegung, verbunden mit einer periodischen Verschwenkung (Anstellwinkeländerung) ausführt, welche die kinematische Nachbildung des Fischschwanzes und, wie oben dargelegt, auch des Vogelflügels bedeutet.

Diese »Translationstrieb« benannte Vorrichtung umfaßt also die mechanische Nachahmung des Prinzips der Schlängelung und kommt vielleicht nicht allein motorisch betrieben als Schwingenflugzeug, sondern auch zum Schiffsantrieb an Stelle der Schiffsschraube, sowie als stationär aufgestellte angeströmte Maschine, als Kraftmaschine zur Ausnutzung der dynamischen Energie des strömenden Mediums, des Wassers und der Luft, zur Verwendung.

Uns interessiert hier vor allem die Ausführungsform des Translationstriebes als Schwingenflugzeug. Es wurden vom Verfasser seit Sommer 1922 eine ganze Reihe von Modellen gebaut und aus den systematisch betriebenen Versuchen ist eine Form als die günstigste hervorgegangen, die in der Abb. 3 dargestellt erscheint.

Der Tragflügel *F* wird als Ganzes mittels der fest verbundenen, paarig angeordneten Pleuelstangen *Pl* von den Kurbeln *O—K* auf und nieder bewegt, in der Geradführung *G* gerade geführt und dadurch gleichzeitig in dem entsprechenden Sinne nach vor- und rückwärts verdreht, so wie es unsere obigen Betrachtungen als notwendig ergeben haben. Als Kraftquelle dient die Arbeitsleistung gespannter Gummischnüre *Z*, die mittels eines Seidenfadens *D*, der über eine Rolle *R* geführt und auf einer Walze auf der Kurbelachse aufgewickelt wird, diese Kurbeln bei ihrer Entspannung in Umdrehung versetzen und dadurch das Auf- und Niederschlagen des Flügels bewirken. Der Aufbau eines Flugzeuges wird dann durch

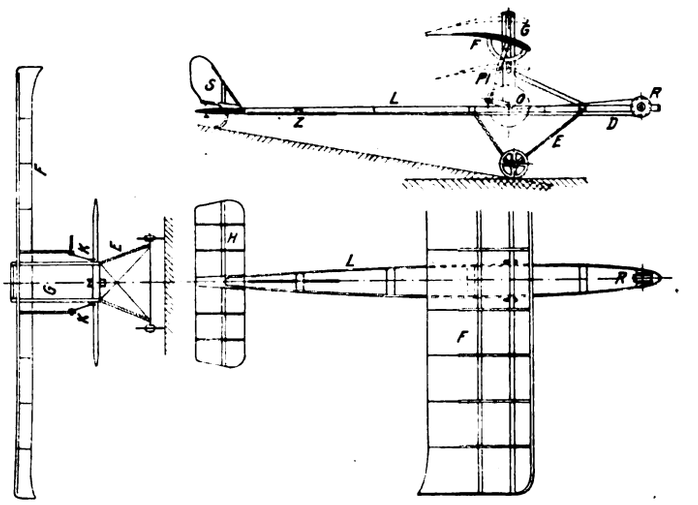


Abb. 3.

die Anordnung eines rückwärtigen Höhenleitwerks *H* und eines Seitenruders *S* sowie natürlich eines Fahrgestelles *E* vollendet, welches an dem Rumpfe *L*, der auch die Spannung der Gummischnüre aufzunehmen hat, angebracht ist.

Die Lichtbilder Abb. 4 und 5 zeigen die tatsächliche Ausführungsform eines Modelles und lassen alle Einzelheiten in genügender Schärfe erkennen.

Die zugehörigen Bauangaben sind die folgenden:

Gewicht	$G = 0{,}120$ kg
Flügelfläche	$F = 0{,}10$ m²
Höhenleitwerkfläche (nicht tragend)	$f = 0{,}017$ m²
Flächenbelastung	$\frac{G}{F} = 1{,}2$ kgm^{-2}
Flügelhub	$h = 50$ mm

Digitized by Google

Flügelschläge . . . . . $z = 10{,}6\ s^{-1}$
Pleuelstangenverhältnis . . . . . $\lambda = 1 : 3$
Größter Neigungswinkel der Flügelfläche . $\alpha_m = 19^0\,30'$

Motor: 6 fache Gummischnüre von 2 mm² Querschnitt und 14 cm ungespannter Länge, ausgedehnt auf 84 cm, also auf das 6 fache.

Mittleres Drehmoment . . . . . $M = 0{,}54$ cmkg
Drehzahl (10,6 × 60) . . . . . $n = 636$ Umdr./min
Winkelgeschwindigkeit . . . . . $\omega = 66{,}5\ s^{-1}$
daher mittlere Motorleistung . . . . . $L = M \cdot \omega = 36$ cmkgs^{-1}

Die Ungleichmäßigkeit der Spannkraft der Gummischnüre, die bei gespanntem Gummi viel mehr als bei verdrehtem ins Gewicht fällt, wurde durch die nebenstehende (Abb. 6) Form der Aufwickelwalze auf der Kurbelachse ausgeglichen.

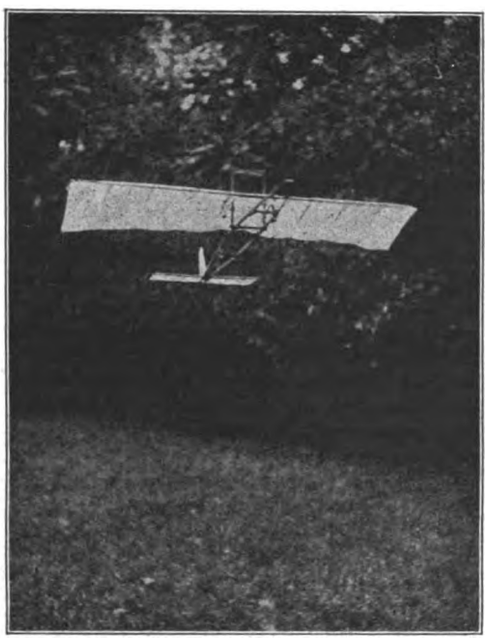


Abb. 4.

Da der Gummi anfänglich bei nur geringer Spannung auf den dicken Teil aufgewickelt wird und später bei größerer Dehnung und damit wachsender Spannkraft auf immer kleineren Radien wirkt, kann so das Drehmoment während der ganzen Ablaufzeit annähernd gleich gehalten werden.

Der Flügel hatte ein Seitenverhältnis von 1 : 4 und einen Querschnitt nach Abb. 7.

Der Hinterrand in rd. ein Viertel der Flächenbreite war sehr stark federnd gemacht, indem die Rippen dort in ganz dünne Bambusstäbchen ausliefen. Ungefähr im ersten Viertel des Flügels liegt ein durchgehender Holm, der in der Geradführung läuft und um den daher die Verschwenkung des Flügels erfolgt.

Das Seitenverhältnis 1 : 4 scheint ungünstig gewählt zu sein. Der Grund dafür ist in erster Linie die größere Torsionsfestigkeit des Flügels, die Möglichkeit einer im ganzen leichteren Bauart derselben (was sehr wichtig ist, da das Flügelgewicht zum Modell-

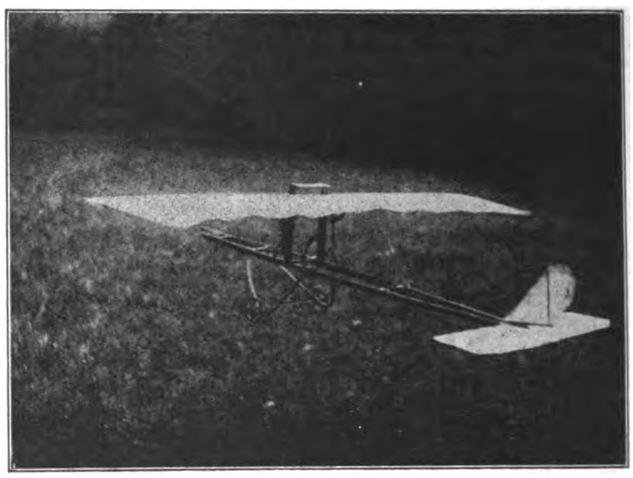


Abb. 5.

gewicht und zu der Drehzahl wegen der auftretenden Massenkräfte in einem ganz bestimmten Verhältnis stehen soll!) und endlich die Erfahrung, daß ein längerer leicht federnder Hinterrand von Vorteil ist. Jüngere Versuche wurden mit Flügeln von verschiedenen

Abb. 6.

anderen Seitenverhältnissen, von 1 : 5 bis 1 : 8 ausgeführt und gaben mindestens ebenso gute Ergebnisse, sofern nur den oben angeführten Bedingungen Rechnung getragen wurde.

In der folgenden Zahlentafel 1 sind die Daten einiger Versuche zusammengestellt, und zwar wurden die ersten sechs Versuche mit

Abb. 7.

dem oben beschriebenen Modell ausgeführt, die anderen darunter mit einem Modell ähnlicher Bauart, aber etwas kleinerer Flügelfläche.

Interessant sind die Belastungsversuche, bei denen anfänglich eine gewisse Verbesserung der Leistung eintritt. Das kommt daher, daß eine bestimmte Masse[1]) des Rumpfes notwendig ist, um der Masse

[1]) Die Rumpfschwingungen können auch durch entsprechende Dämpfungsflossen gut ausgemerzt werden.

Zahlentafel 1.

Vers.-Nr.	Flug-länge m	Anzahl der Flügel-schläge	t' s	G g	F dm²	$\frac{G}{F}$ kg/m²	v m/s	Flügelschläge auf 1 m	Flügelschläge in 1 s	Mittlere Werte v m/s	Mittlere Werte Flügelschläge auf 1 m	Mittlere Werte Flügelschläge in 1 s	Anmerkung
1	15	44	4,0	120	10	1,20	3,75	2,94	11,0				Steigflug
2	15	40	4,25	120	10	1,20	3,52	2,67	9,4				—
3	16	45	4,25	120	10	1,20	3,75	2,80	10,6	3,84	2,76	10,6	wagrecht
4	19	45	4,50	120	10	1,20	4,20	2,36	10,0				—
5	15	45	4,0	120	10	1,20	3,75	3,00	11,25				—
6	16	45	4,0	120	10	1,20	4,00	2,80	11,25				—
7	13	45	4,0	100	9,3	1,08	3,25	3,50	11,25				ansteigend
8	12	45	3,0	100	9,3	1,08	4,00	3,75	15,00	3,60	3,60	12,8	—
9	12,5	45	3,5	100	9,3	1,08	3,60	3,60	12,8				wagrecht
10	10	30	2,5	120	9,3	1,30	4,00	3,00	12,0				—
11	14	40	4,0	120	9,3	1,30	3,50	2,85	10,0				—
12	12	38	3,25	120	9,3	1,30	3,70	3,15	11,7	3,80	3,00	11,4	—
13	15	45	3,75	120	9,3	1,30	4,00	3,00	12,0				—
14	8	33	3,0	140	9,3	1,52	2,67	4,10	11,0				—
15	10	30	2,5	140	9,3	1,52	4,00	3,00	12,0				zweifach überwickelt
16	11	37	3,0	140	9,3	1,52	3,70	3,36	12,3	3,50	3,36	11,8	—
17	10	25	2,0	150	9,3	1,63	4,00	—	—				überlastet.

Digitized by Google

des auf- und abschwingenden Flügels einen genügenden Trägheitswiderstand zu bieten. Ist der Rumpf zu leicht, so gerät er in große Schwankungen und verkleinert dadurch den wirksamen Flügelhub. Daher sind bei den Versuchen 7 bis 9 mehr Flügelschläge je Sekunde als bei den Versuchen 10 bis 13, wo das Rumpfgewicht gegenüber dem des Flügels vergrößert wurde. Bei noch weiterer Belastung tritt dagegen ein Überschreiten der günstigsten Flächenbelastung, gewissermaßen ein Durchsacken ein und die Anzahl der sekundlichen Flügelschläge steigt wieder an.

Um nun aus den Modellversuchen Schlüsse ziehen zu können, ist es nötig, sich auf theoretischem Wege ein genaues Bild von dem Vorgang eines Flügelschlages zu verschaffen.

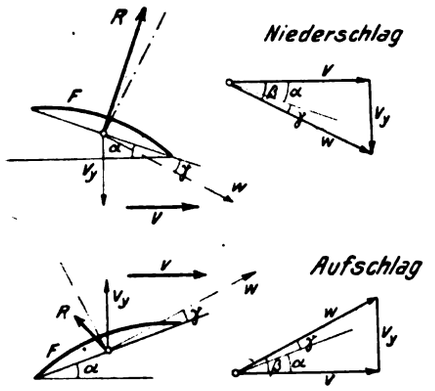


Abb. 8.

Wir betrachten in Abb. 8 zunächst einmal den Flügel beim Niederschlag. Die Fläche F wird mit der Geschwindigkeit v_y nach unten bewegt, während gleichzeitig das Flugzeug mit der Geschwindigkeit v nach rechts fliegt. Dann ist die Relativbewegung des Flügels gegen die Luft der Größe und Richtung nach durch die Strecke w gegeben. Die Fläche, die in dem betrachteten Zeitpunkt unter dem Winkel α geneigt ist, hat demnach relativ gegen die Luft den Anstellwinkel γ,
wobei die Beziehung gilt:

$$\alpha + \gamma = \beta$$

und

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{v_y}{v},$$

daraus ergibt sich

$$\beta = \operatorname{arctg} \frac{v_y}{v}$$

und endlich der gesuchte Anstellwinkel

$$\gamma = \beta - \alpha = \operatorname{arctg} \frac{v_y}{v} - \alpha.$$

Für kleine Winkel β kann der arctg gleich dem tg gesetzt werden, wir erhalten dann näherungsweise

$$\gamma = \frac{v_y}{v} - \alpha.$$

Ganz Analoges gilt beim Flügelaufschlag, nur daß hier der wirksame Anstellwinkel γ notwendigerweise negativ wird.

Um die Verhältnisse ganz genau zu durchblicken, gehen wir folgendermaßen vor: Wir zeichnen uns in Abb. 9 den Bewegungsmechanismus des Flügels, also die Kurbel, Pleuelstange und Geradführung maßstäblich auf.

Dann sind die Punkte 0, I, II, III und IV die Stellungen des Flügels, die den Stellungen 0, 1, 2, 3, 4 der Kurbel entsprechen. Über diesen Punkten werden als Abszissen die jeweiligen Neigungswinkel α der Fläche, die sich ohne weiteres aus den Lagen der Pleuelstange ergeben, in irgendeinem Maßstabe aufgetragen (Kurve α in Abb. 9).

Weiter bestimmt man für alle Punkte den Winkel β aus der Beziehung $tg\,\beta = \frac{v_y}{v}$ und trägt ihn ebenfalls als Kurve auf (Kurve β in Abb. 9).

Das v_y gibt sich dabei aus der Anfangsgeschwindigkeit u nach den Regeln, die beim gewöhnlichen Kurbeltrieb für die Kolbengeschwindigkeit gelten, und ist in erster Annäherung gleich

$$v_y = u \cdot \sin \varphi \,(1 \pm \lambda \cos \varphi),$$

wo φ den Kurbelwinkel und $\lambda = \frac{r}{l}$ das Längenverhältnis der Pleuelstange bedeuten.

In unserem Falle ist

$$u = h \cdot \pi \cdot n = 5 \cdot \pi \cdot 10{,}6 = 166 \text{ cms}^{-1}$$
$$v = 384 \text{ cms}^{-1} \text{ nach Zahlentafel 1,}$$

woraus sich die in Abb. 9 eingezeichnete Kurve für β ergibt.

Der gesuchte wirkliche Anstellwinkel des geschwungenen Flügels gegen die Luft ist also die Differenz der beiden Werte für β und α und als Kurve γ in Abb. 9 strich punktiert eingetragen.

Vom oberen Totpunkt ausgehend, steigt γ beim Niederschlag zuerst rasch an, erreicht sein Maximum schon bald nach der Lage I, also bei einem Kurbelwinkel von rd. 45°, sinkt dann gegen den zweiten Totpunkt hin langsam ab, geht über den Wert Null in diesem beim Flügelaufschlag auf negative Werte über, die an absoluter Größe den Werten beim Niederschlag gleich sind, und erreicht im oberen Totpunkt wieder den Wert Null.

Die Richtung der Relativgeschwindigkeit des Flügels ist unter dem Winkel β gegen die Wagerechte geneigt (siehe Abb. 8); wir können sie also erhalten, indem wir aus den Punkten 1′, 2′, 3′ usf. in Abb. 9 den Winkel β von der Horizontalen aus in Graden auftragen. Nunmehr sind alle Vorbedingungen erfüllt, um Größe und Richtung der auftretenden Luftkräfte festzulegen.

Das Polardiagramm des verwendeten Flügels ist in Abb. 9 rechts unten aufgezeichnet.

Wenn wir also nun für jeden Anstellwinkel γ (aus der γ-Kurve) mit Hilfe der Polarkurve die Größen und Richtungen der Luftkräfte suchen, sie von den Punkten 1′, 2′, 3′ usf. sinngemäß auftragen — wobei die Richtung von w der Abszissenachse des Polardiagramms entspricht — so erhalten wir ein anschauliches Bild über den Verlauf der Richtungen und Größen der auftretenden Luftkräfte während eines Flügelschlages.

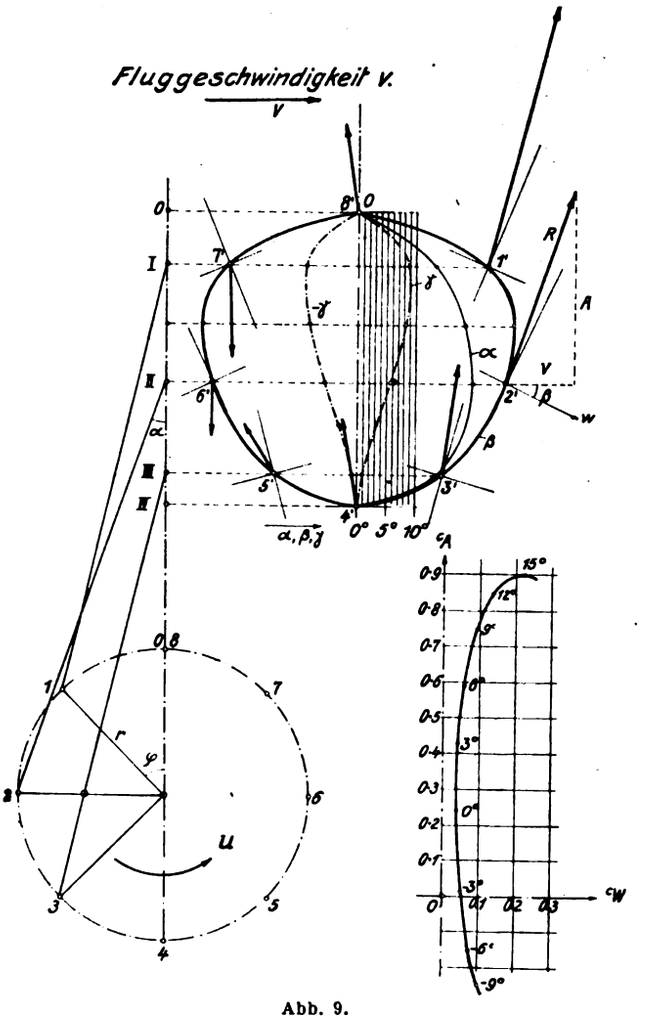


Abb. 9.

Zerlegen wir uns die auftretenden Kräfte in einen senkrechten und einen wagerechten Anteil und tragen diese jede für sich über den zugehörigen Kurbelstellungen als Kurve auf, so erhalten wir das Bild der Abb. 10: Auftrieb und Rücktrieb bzw. Vortrieb während eines Flügelschlages als Funktion des Kurbelwinkels φ. Bei gleichförmiger Drehung der Kurbelwelle und gleichbleibender Horizontalgeschwindigkeit des Flugzeuges also auch die Schwankungen des Auf- und Vortriebes während der Vorwärtsbewegung.

Digitized by Google

Der Auftrieb hat seinen größten Wert in der ersten Hälfte des Flügelniederschlages, sinkt dann ab und erreicht im letzten Teil des Aufschlages negative Werte. Der Mittelwert des Auftriebskoeffizienten hat also die Größe ${}^cA_m$. Ein Vortrieb ist nur beim Flügelniederschlag vorhanden, der Aufschlag erzeugt lediglich Rücktrieb. Dennoch ist der Mittelwert wieder ein Vortrieb, dessen Koeffizient durch die Größe ${}^cV_m$ gegeben ist.

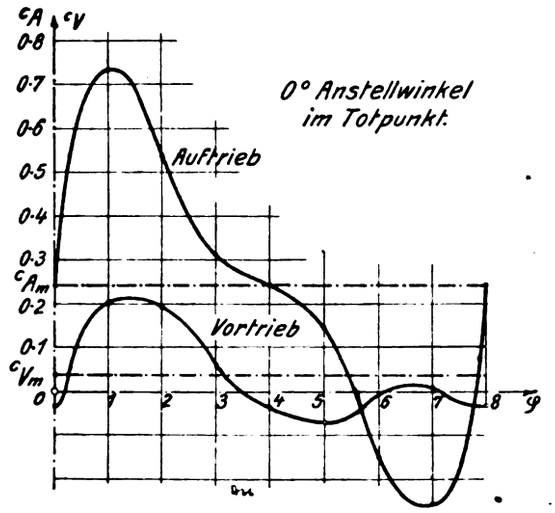


Abb. 10.

Bei allen diesen Untersuchungen war stillschweigend vorausgesetzt, daß der Anstellwinkel des Flügels in den Totpunkten 0° betrage. Nun soll noch der Fall untersucht werden, daß dieser Totpunkt-Anstellwinkel 3° bzw. 6° beträgt. In Abb. 11 sind wieder die Kurven für β und γ gezeichnet und die Richtungen der Relativ-

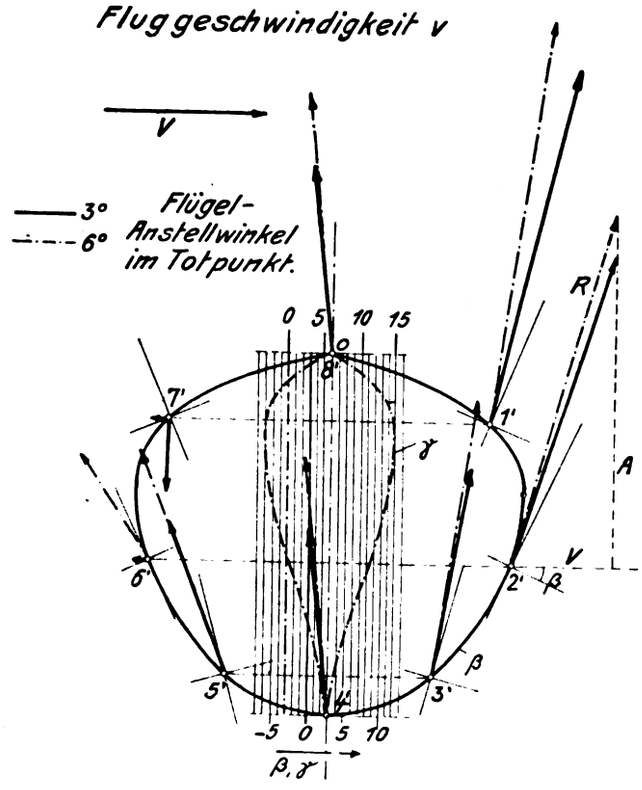


Abb. 11.

geschwindigkeiten w aufgetragen (die Darstellung des Kurbeltriebes selbst ist weggelassen). Da aber jetzt die Flügel in der Totlage Anstellwinkel von 3° bzw. 6° haben sollen, so müssen wir den Anfangspunkt für die Zählung von γ um 3° bzw. 6° nach links verschieben. Im übrigen ist wieder der gleiche Vorgang wie früher anwendbar. Wir erhalten somit aus der Polarkurve die Größen und Richtungen der Luftkräfte. Die zu einem Anstellwinkel von 3° im Totpunkt gehörigen Werte sind voll ausgezogen, die zu 6° gehörigen strichpunktiert. In Auftrieb und Vortrieb zerlegt und über den Kurbelwinkeln aufgetragen ergibt sich Abb. 12.

Bei einem Totpunkt-Anstellwinkel von 3° wachsen also die Auftriebe im allgemeinen und damit auch der Mittelwert ${}^cA_m$, der Vortrieb dagegen wird kleiner.

Bei 6° Anstellwinkel im Totpunkt ist ${}^cA_m$ noch weiter angewachsen, aber gleichzeitig ist der Vortrieb ganz verschwunden; der Rücktrieb während des Flügelaufschlages ist größer als der Vortrieb während des Flügelniederschlages. Ohne Vortrieb ist aber ein Fliegen nicht möglich, daher scheidet dieser Fall aus unseren weiteren Betrachtungen aus.

Die günstigsten Verhältnisse treten bei einem Anstellwinkel im Totpunkt von 3° ein. Wir erhalten hierfür einen

mittleren Auftriebskoeffizienten ${}^cA_m = 0{,}39$
und einen mittleren Vortriebskoeffizienten ${}^cV_m = 0{,}04$

Beim ausgeführten Modell betrug nun $F = 0{,}1\ \mathrm{m^2}$
$G = 0{,}120\ \mathrm{kg}$
$v = 3{,}84\ \mathrm{ms^{-1}}$

Es mußte also

$$G = {}^cA_m \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot v^2$$

und

$${}^cA_m = \frac{G}{\frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot F}$$

gewesen sein[1]). Ausgerechnet gibt das

$${}^cA_m = \frac{0{,}12}{\frac{1}{16} \cdot 0{,}1 \cdot 3{,}84^2} = 1{,}30.$$

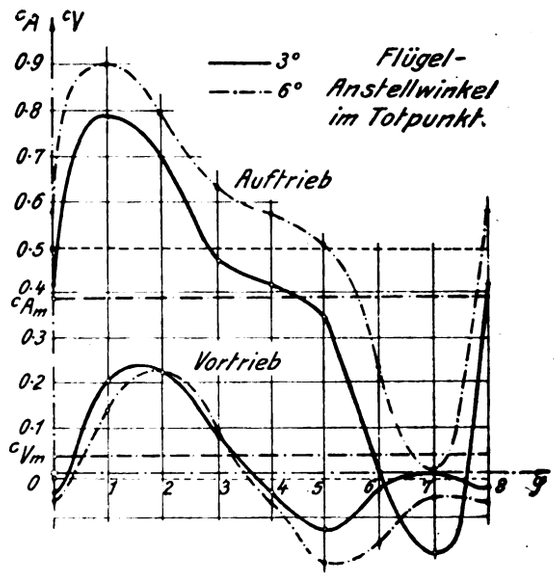


Abb. 12.

Der mittlere Auftriebsbeiwert ${}^cA_m$, der nach der theoretischen Behandlung höchstens zu 0,39 erwartet werden durfte, betrug also in Wahrheit 1,30. Das ist nur dadurch erklärlich, daß eben durch die pulsierende Bewegung des Flügels wesentlich höhere Luftkräfte auftreten als bei Drachenflügeln, die rein translatorisch durch die Luft bewegt werden.

Das Verhältnis des wirklich vorhandenen ${}^cA_m$ zu dem theoretisch erwarteten betrug

$$\varphi = \frac{1{,}30}{0{,}39} = 3{,}34.$$

Das heißt: Durch die schwingende Bewegung des Flügels tritt eine Erhöhung der Auftriebswerte auf das $3^1/_3$fache des Wertes bei reiner Translation ein[2]).

Hier scheint ein weiteres Geheimnis des Vogelfluges zu liegen: Das Geheimnis der verhältnismäßig großen Flächenbelastung wie

[1]) Statt v müßte hier eigentlich der mittlere Wert von w eingesetzt werden; da der Unterschied jedoch nur gering ist (etwa 3 vH der Luftkräfte), so wird mit obiger Vereinfachung kein merklicher Fehler begangen.

[2]) Anmerkung der Schriftleitung: Die Modellversuche weisen Kennwerte zwischen 425 und 660 mm · ms^{-1} auf, die gegenüber den beim Motorflug üblichen Kennwerten von etwa 60 000 mm · ms^{-1} im Mittel sehr gering sind.

Digitized by Google

auch der hohen Überlastbarkeit. Es wird dadurch erklärlich, daß beispielsweise ein Adler ein junges Lamm mit sich in die Lüfte führt, also eine Nutzlast tragen kann, die mindestens seinem Eigengewichte gleichkommt.

Wir haben bisher immer nur von den bei der Bewegung auftretenden Winkeln gesprochen, vom Flügelneigungswinkel α, dem Winkel der Relativgeschwindigkeit β und dem relativen Anstellwinkel γ; nun wollen wir endlich den Vorgang eines Flügelschlages rein kinematisch betrachten.

In Abb. 13 bedeuten die Stellungen 1 bis 8 aufeinander folgende Lagen des Flugzeuges während eines Flügelschlages. Der in der Geradführung laufende Flächenpunkt beschreibt dabei die stark ausgezogene Wellenlinie (wegen der Unregelmäßigkeiten des Kurbeltriebes keine reine Sinuslinie). Das Flügelprofil nimmt infolge der starren Verbindung mit der Pleuelstange die eingezeichneten Stellungen an. Die Verhältnisse beziehen sich auf das schon vorher erwähnte Modell; die Länge der gesamten Welle von 0 bis 8 beträgt in Wirklichkeit 36 cm, bei 50 mm Flügelhub.

Die Bewegung der Fläche ist, mechanisch betrachtet, eine sog. ebene Bewegung. Sie läßt sich also darstellen durch eine Abwälzung zweier Kurven aufeinander, der Polbahn auf einer festen Ebene und der Polkurve auf einer beweglichen Ebene, welch letztere auch das Flügelprofil, dessen Bewegung untersucht werden soll, trägt.

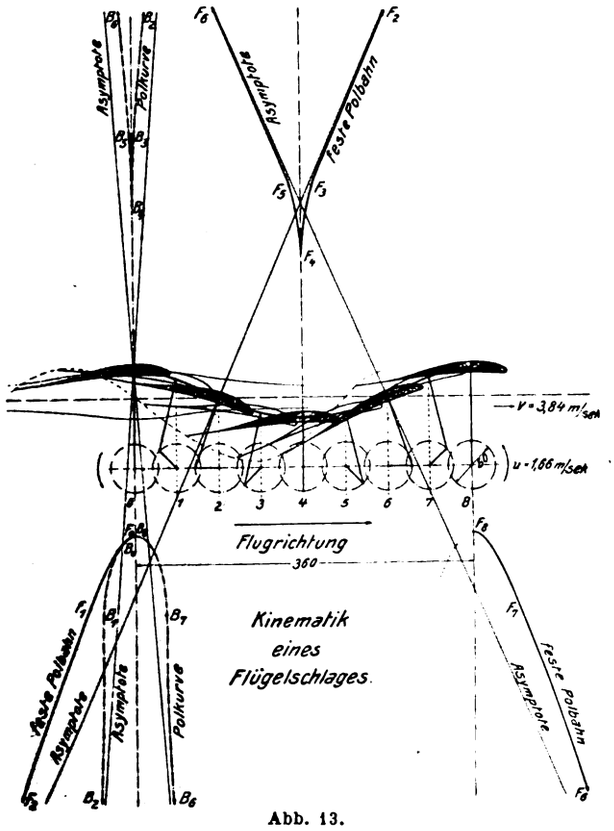


Abb. 13.

In Abb. 13 sind diese beiden Kurven, die Polbahn und die Polkurve, für unseren Fall konstruiert, wobei erstere voll ausgezogen und letztere strich-punktiert gezeichnet ist.

Die Punkte auf der festen Polbahn sind mit F_0, F_1, F_2... bezeichnet, wobei die Zeiger den jeweiligen Stellungen 1, 2, 3... des Flügels entsprechen. Die Punkte der beweglichen Polkurve heißen B_0, B_1. B_2..., wobei bezüglich der Zeiger dasselbe gilt.

Die Bewegung des Flügels geht nun folgendermaßen vor sich: Im Punkte 0 liegt das Profil wie gezeichnet mit 3° Anstellwinkel gegen die Horizontale, der Punkt B_0 der Polkurve liegt auf F_0 der Polbahn. Wälzt sich nun die Polkurve auf der Polbahn ab, so gelangt der Punkt B_1 zur Deckung mit F_1, der Flügel liegt dann in der Stellung 1. Bei weiterem Abwälzen rückt der Berührungspunkt beider Kurven ins Unendliche, F_2 und B_2. Die Bewegung des Flügels ist in diesem Moment rein translatorisch, ohne Drehung, Stellung 2. In dieser Stellung berühren sich auch die unendlich fernen Punkte B_2 und F_2 der oberen Äste beider Kurven, der Berührungspunkt rückt von oeben wieder herein, über F_3 nach F_4, wo die Fläche in ihrem tiefsten Punkt angelangt ist und die Kurbel im unteren Totpunkt steht. Endlich schreitet der Berührungspunkt über F_5 nach F_6 wieder ins Unendliche, so daß im Punkt 6 wieder wie in 2 eine rein translatorische Bewegung folgt. Schließlich aus dem unteren Kurvenast von F_6 über F_7 nach F_8, worauf sich dann das gleiche Spiel wiederholt.

Die jeweiligen Berührungspunkte F_1, F_2, F_3... der Polbahn mit der Polkurve sind also die Momentanzentren der Bewegung, jene Punkte, um die sich der Flügel in dem gerade betrachteten Augenblick dreht. Diese Erkenntnis wird uns wieder einen Schritt weiter führen.

Man sieht schon aus der gestrichelten Verbindungslinie der einzelnen Lagen der Flügelhinterkante, daß beim Abwärtsschlag, etwa von Stellung 0 bis 5, ein viel bedeutenderes Gebiet bestrichen wird als beim Aufwärtsschlag von 5 bis 8. Das erklärt sich natürlich aus der unsymmetrischen Lage des in der Geradführung laufenden Drehpunktes des Flügels, der nahe dem ersten Viertel sich befindet.

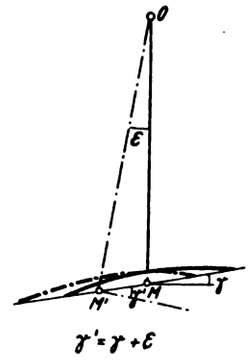


Abb. 14.

Die in unseren früheren Ausführungen bestimmten Anstellwinkel gelten streng genommen nur bei Flügeln, deren Drehpunkt in der geometrischen Flächenmitte liegt.

Liegt dieser Drehpunkt dagegen weiter vorn wie hier, so sieht man klar aus der Abb. 14, daß dann der wirkliche Anstellwinkel γ' bei der Drehung um das Momentanzentrum 0 sich vergrößert, und zwar um den Winkel ε, den die Strahlen OM und OM' einschließen, wobei M den in der Geradführung laufenden Drehpunkt des Flügels und M' dessen geometrischen Mittelpunkt bedeuten. Durch diesen tieferen Hinterrand werden also die Anstellwinkel des Flügels geändert. Wir können die Größe dieser Änderung sehr einfach aus Abb. 13 bestimmen. Es braucht nur für die verschiedenen Stellungen jeweils der Winkel ε nach Abb. 14 ermittelt und dann zu dem aus früherem bekannten Anstellwinkel γ algebraisch addiert zu werden.

Wir erhalten hierdurch die strichpunktierte Kurve für γ' in Abb. 15, und man sieht, wie diese gegen die früher bestimmte Kurve γ (gestrichelt) wesentlich verschoben erscheint. Nur in den Punkten 2 und 6 deckt sich γ mit γ', weil dort die Bewegung rein translatorisch erfolgt.

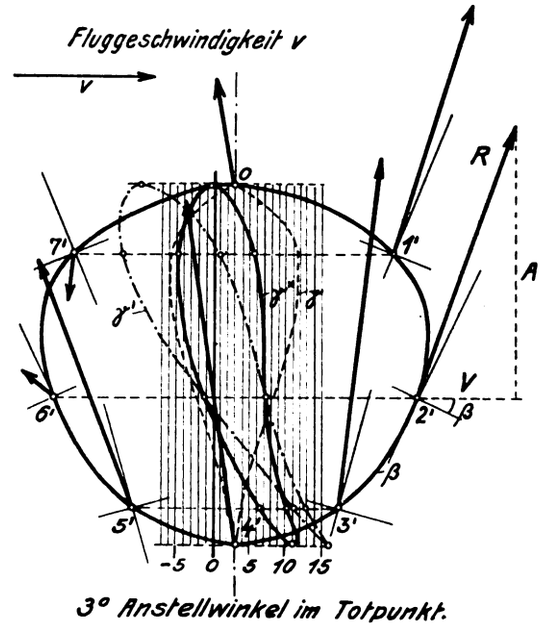


Abb. 15.

Dieser hiermit gefundene wirkliche Anstellwinkel γ' würde exakt eintreten bei Verwendung eines ebenen Flügels. Da unser Flügel aber ein gewölbtes Profil hat, so sind noch einige Änderungen notwendig.

In den Stellungen 0 bis 1 und 7 bis 8 liegt der momentane Drehpunkt des Flügels unterhalb desselben. Die nach unten konkave Wölbung des Profils schmiegt sich daher der Drehung gleichsam an und der effektiv wirksame Anstellwinkel γ' wird verkleinert.

Digitized by Google

In den Punkten 3, 4, 5 dagegen, wo sich der Drehpunkt oberhalb des Flügels befindet, tritt infolge des plötzlich ansteigenden Druckes bei der leichten Federung des Hinterrandes ein beträchtliches Durchbiegen dieses letzteren ein, so daß der Punkt M' nach vorn rückt und γ' sich verkleinert.

Wir können also bei genauer Berücksichtigung aller maßgebenden Faktoren die voll ausgezogene Kurve γ'' in Abb. 15 als endgültige Darstellung des auftretenden Anstellwinkels beim geschwungenen Flügel ansehen.

Die entsprechenden Luftkräfte sind in Abb. 15 ebenfalls eingezeichnet und ihre Zerlegung in Auftrieb und Vortrieb in Abb. 16 in bekannter Weise durchgeführt.

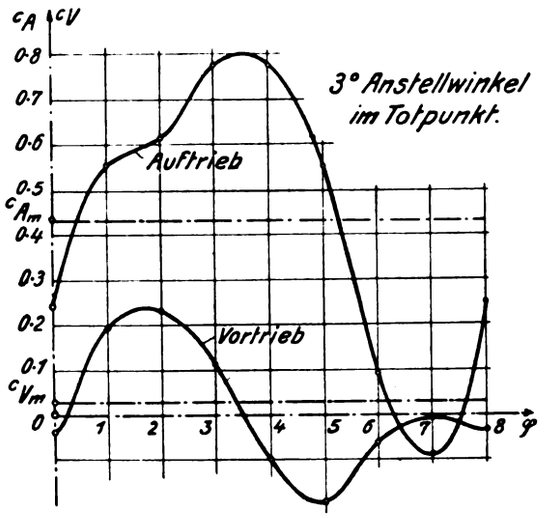


Abb. 16.

Es zeigt sich die interessante Erscheinung, daß wohl die Mittelwerte ${}^cA_m$ und ${}^cV_m$ nicht wesentlich geändert sind, daß dagegen das Maximum von ${}^cA$ beträchtlich gegen das Ende des Flügel-Niederschlages verschoben ist. Die günstige Einwirkung dieser Verschiebung auf den Massenausgleich wird sich gleich zeigen.

Der hin- und hergehende Flügel erfährt durch das Kurbelgetriebe Beschleunigungen, die sich nach bekannten Formeln (Kolbenbeschleunigung bei Dampfmaschinen!) in erster Annäherung darstellen zu:

$$b = \frac{u^2}{r}(\cos\varphi \pm \lambda \cos 2\varphi).$$

Die Höchstwerte der Beschleunigung in den beiden Totlagen sind:

$$b_{max} = \frac{u^2}{r}(1 \pm \lambda).$$

Die auftretenden Massenkräfte betragen

$$P = m \cdot b$$

wo m die Masse des Flügels gleich $\frac{G'}{g}$ bedeutet. G' = Flügelgewicht. Es ist also

$$P = G' \cdot \frac{b}{g}$$

und

$$P_{max} = G' \frac{u^2}{g\,r}(1 \pm \lambda).$$

Ausgerechnet erhalten wir für unseren Fall durch Einsetzen folgender Werte:

Flügelgewicht	G'	= 15 g
Umfangsgeschwindigkeit	u	= 1,66 ms^{-1}
Kurbelradius	r	= 0,025 m

eine maximale Beschleunigung

$$b_{max} = \frac{1{,}66^2}{0{,}025}\left(1 \pm \frac{1}{3}\right) = 112\left(1 \pm \frac{1}{3}\right) ms^{-2}$$

und eine größte Massenkraft

$$P_{max} = 15 \cdot \frac{112}{9{,}81}\left(1 \pm \frac{1}{3}\right) = 171\left(1 \pm \frac{1}{3}\right) g.$$

In der oberen Totlage also

$$P_{1\,max} = 171\left(1 + \frac{1}{3}\right) = 228\ g.$$

In der unteren Totlage

$$P_{2\,max} = 171\left(1 - \frac{1}{3}\right) = 114\ g.$$

Mit diesen Werten läßt sich jetzt auf bekannte Weise die Massendrucklinie, eine gewöhnliche Parabel, zeichnen (Abb. 17). Zusammengesetzt mit den Auftriebskräften des Flügels aus Abb. 16 ergeben sich endlich die resultierenden Kräfte, die den schwingenden Flügel beanspruchen (stark ausgezogene Linie in Abb. 17).

Es zeigt sich nun, daß die auftretenden Massenkräfte insofern günstig wirken, als sie die beim Flügelaufschlag entstehenden kleinen negativen Werte der Auftriebskurve ausgleichen. Die Linie der resultierenden Kräfte bleibt immer über der Abszissenachse, der Flügel wird stets nur von einer Seite her beansprucht, und zwar von unten, wie beim normalen Drachenflugzeug.

Welch ungeheure Bedeutung dies für die Bruchfestigkeit und Betriebssicherheit des Flugzeuges gewinnt, braucht wohl nicht näher ausgeführt werden. Im übrigen wird sich wohl hier ganz besonders die Kunst des Konstrukteurs zeigen, alle in Betracht kommenden Verhältnisse, Flügelgewicht zu Drehzahl und Flügelhub, so abzustimmen, daß die denkbar günstigsten Beanspruchungen eintreten. Es ist möglich, die beim besprochenen Modell vorliegenden Verhältnisse zu übertreffen und eine gleichmäßigere resultierende Kraft zu erzielen.

Wir haben nunmehr die theoretischen Untersuchungen einigermaßen abgeschlossen, die wichtigsten sich aufdrängenden Fragen beantwortet und wollen nun noch auf einige praktische und allgemeinere Betrachtungen übergehen.

Es zeigt sich also, daß, auf dem neuen Welsschen Prinzipe aufgebaut, der Schwingenflieger aus einer zwar technisch interessanten, aber praktisch kaum durchführbaren Konstruktion zu einem einfachen, Erfolg versprechenden Gebilde wird.

Der Tragflügel selbst ist dabei vollkommen starr, einteilig, mit durchlaufenden Holmen, verspannungslos, ohne irgendwelche Gelenke.

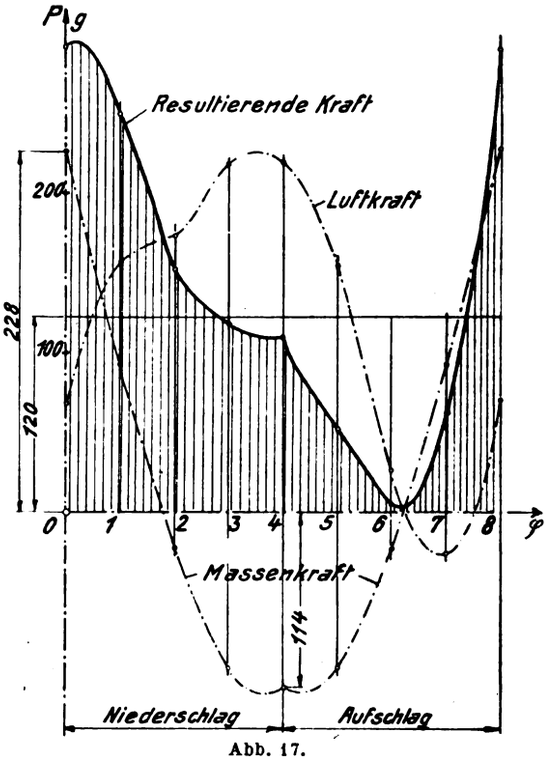


Abb. 17.

Die beiden Pleuelstangen rechts und links sind ebenfalls fest mit ihr verbunden und die einzige Lagerung ist die der Kurbelzapfen in den Schubstangenköpfen. Die Geradführung der Fläche erfolgt durch eine einfache Gleitbahn mit (gegebenenfalls auch ohne) Gleitschuhen, die der vordere Flügelholm tragen kann, oder gegebenenfalls durch Anordnung von Lenkern.

Der gesamte Vortrieb wird statt durch die Luftschraube durch den bewegten Flügel selbst erzeugt, wobei aber noch ein Unterschied festzustellen ist.

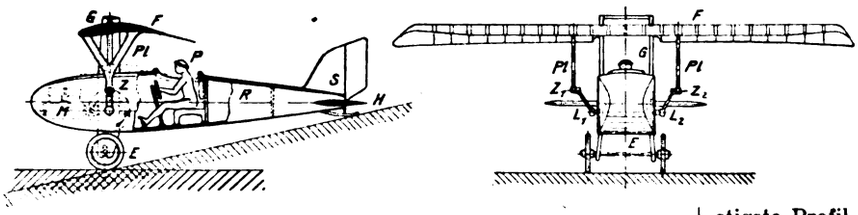
Der Widerstand eines Drachenfliegers setzt sich zusammen aus dem schädlichen Stirnwiderstand des Rumpfes, des Leitwerks, des Fahrgestells usw. und dem nützlichen Widerstand der Flügel, der rd. ein Sechstel bis ein Zehntel des Auftriebes, also auch des Flugzeuggewichtes ist; die Summe beider Widerstände muß von der Luftschraube im Fluge überwunden werden. Beim

Digitized by Google

Schwingenflieger wird dagegen der gesamte erzeugte Vortrieb nur zur Überwindung des schädlichen Stirnwiderstandes gebraucht und kann daher viel kleiner bleiben oder wird umgekehrt bei gleichen Werten eine größere Fluggeschwindigkeit gestatten. Der Widerstand des Flügels wird von ihr selbst während der Bewegung schon überwunden und tritt nur dadurch in Erscheinung, daß er eben den nützlichen bleibenden mittleren Vortrieb V_m etwas vermindert.

Es ist eine altbekannte Tatsache, daß Luftschrauben um so bessere Wirkungsgrade geben, je langsamer sie sich drehen und je größer ihre bestrichene Fläche ist. Hier in unserem Falle nun können wir den bewegten Tragflügel vergleichen einer ganz langsam sich drehenden Schraube, die nur 2 bis 3 Umdr./s macht und dafür eine ganz erhebliche Fläche hat. Die Folge davon ist eine große Wirtschaftlichkeit des Schwingenflugzeuges, die noch weiter gesteigert wird durch die vorhin erwähnte Tatsache, daß die Auftriebskoeffizienten bei der pulsierenden Bewegung, verbunden mit einer aktiven Winkeleinschwenkung, größer sind als die bekannten Werte für ruhende Flügel. Außerdem fallen die Wirkungen der von der Schraube ergriffenen, sich mitdrehenden Luft, eben die Folgen einer gleichförmigen Rotation, hier bei einer periodisch schwingenden Bewegung von selbst fort![1])

Aber auch als Gleitflugzeug könnte es nennenswerte Vorteile zeigen. Es läßt sich konstruktiv erreichen, daß die Kupplung zwischen Motor und Flügelantrieb lösbar und die Kurbeln — und damit der Flügel selbst — in jedem Punkt feststellbar gemacht werden. Dadurch können dem Tragflügel eine ganze Reihe sowohl



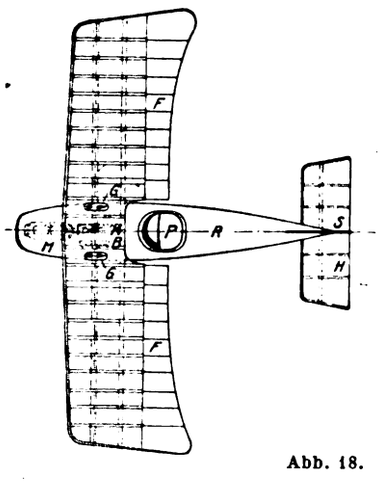


Abb. 18.

positiver als auch negativer Anstellwinkel gegeben und der Gleitflug mit dem als günstig erkannten, ohne jeden hemmenden Widerstand einer Schraube, ausgeführt werden. Schaltet man die Kupplung wieder ein, so geht der Gleitflug automatisch in den Motorflug über. Beim Landen gibt man dem Flügel den größtmöglichen Anstellwinkel und kann dadurch die Landungsgeschwindigkeit sehr stark abbremsen, was einen kurzen Auslauf zur Folge hat.

Den Wegfall des Drehmomentes wie auch der Kreiselwirkung haben wir schon erwähnt; eine weitere Folge des Fehlens der Schraube ist endlich noch die ungemein niedere Bauart des Gesamtflugzeuges, welche die Verwendung eines einfachen kleinen, leichten Fahrgestelles ermöglicht und ein sicheres Landen auf schlechtem Boden, ohne Gefahr des Überschlagens, gewährleistet.

Es soll nun im folgenden versucht werden, an Hand einer kleinen konstruktiven Skizze den Aufbau eines solchen Schwingenflugzeuges nach den Welsschen Prinzipien darzustellen.

Die nachstehende Abb. 18 zeigt also eine Ausführungsmöglichkeit in drei Projektionen. Man erkennt den Rumpf R mit dem Führersitz P und dem Motor M, der durch ein Kegelräderpaar K die Kurbelwelle mit den beiden Kurbeln L_1 und L_2 antreibt, unter Zwischenschaltung einer Kupplung B, welche, wie oben ausgeführt, mit einer Vorrichtung versehen ist, um ihren auf der Kurbelwelle sitzenden Teil in allen Stellungen festbremsen zu können. An den Kurbelzapfen Z_1 und Z_2 greifen die Pleuelstangen Pl an, die, als Dreieckversteifung ausgeführt, im Stromlinienprofil geformt, den Flügel F tragen, welcher in der Geradführung G geführt wird. Durch die Drehung der Kurbel im Uhrzeigersinn, in der Richtung des gezeichneten Pfeiles, kommt die auf und niedergehende Bewegung, eben der Flügelschlag, mit der aktiven Winkeleinschwenkung zustande, den wir brauchen. Der Rumpf trägt ferner noch in seinem hinteren Teile das Höhenleitwerk H und das Seitenleitwerk S sowie endlich vorn das Fahrgestell E, das, wie gezeichnet, organisch mit der Geradführung G verbunden werden könnte.

Der Führer besitzt zur Steuerung ein Handrad und einen Fußhebel; mit letzterem betätigt er das Seitenruder wie allgemein üblich, mit dem Handrad durch Vordrücken und Anziehen das Höhenruder ebenfalls in ganz normaler Weise. Das Drehen des Handrades wirkt aber — als einfachste Ausführungsart der Quersteuerung — auf das Höhenruder ein, und zwar verdreht es dessen beide Hälften, die jede für sich beweglich sein müssen, in entgegengesetztem Sinne ohne aber ihre Mittelstellung, also die Einstellung des Höhensteuers, zu beeinflussen. Ferner besitzt der Führer noch einen Fußhebel zum Lösen der Kupplung und eine Vorrichtung zum Festbremsen der Kurbelwelle in jeder Lage, also zum Einstellen der verschiedenen Anstellwinkel der Tragfläche. Außerdem natürlich noch die üblichen, zur Bedienung des Motors erforderlichen Vorrichtungen.

Der Flügel ist, wie gezeichnet, freitragend und verspannungslos ausgeführt; er soll in einen längeren, federnden Hinterrand auslaufen. Das günstigste Profil selbst wird wohl noch eine Quelle weiterer Studien und Versuche bleiben; zweifellos bedingt der Schwingenflieger andere Profile als das Drachenflugzeug. Jedenfalls dürfte der Federung des Hinterrandes großes Augenmerk zuzuwenden sein.

Die Natur des Schwingenflugzeuges weist auf das kleine leichte Sportflugzeug hin, und da dürfte es vielleicht berufen sein, die Lücke zwischen dem schweren Drachenflugzeug und dem leichten sportlichen Segelflugzeug auszufüllen.

Eine Entwicklung in dieser Richtung würde sicherlich ganz andere Bahnen einschlagen, als sie das Drachenflugzeug genommen hat, und könnte vielleicht uns dem Ideal des leichten, billigen Flugzeuges näher bringen.

Bücherbesprechung.

Technischer Index (Jahrbuch der technischen Zeitschriften-, Buch- und Broschürenliteratur). Auskunft über Veröffentlichungen in in- und ausländischen technischen Zeitschriften und über den technischen Büchermarkt. Herausgegeben von Heinrich Riesser. Ausgabe 1921, umfaßt die Literatur der Jahre 1918 bis 1920, Bd. VI/VII. Wien, Verlag von Carl Stephenson.

Ein anerkennenswertes Werk, das jetzt nach mehr als dreijähriger Pause fortgesetzt wird und schätzenswerte Dienste zu leisten vermag. Der Luftfahrt ist in reichem, wenn auch nicht vollständigem Maße Rechnung getragen. Ein Verzeichnis von Zeitschriften bietet eine willkommene Ergänzung. In erster Linie sind allerdings nur deutschsprachige Zeitschriften und Bücher berücksichtigt. W.

Techno-Diktionär (englisch-deutsch). Eine Sammlung technischer Fachausdrücke aus Hütte, Gießerei und Werkstatt. Von Hubert Hermanns, beratendem Ingenieur. Verlag The Penton Publishing Company, Berlin-Pankow. Gratisgabe für die deutschen Leser einiger englischer Fachzeitschriften. Kleinoktav. 69 S.

Eine kleine, aber recht gute Sammlung englischer Fachausdrücke, die zwar auf Vollständigkeit keinen Anspruch erheben kann, aber durch ihre Zuverlässigkeit in sprachlicher und technischer Hinsicht zweifellos weiten Fachkreisen willkommen sein dürfte. Die Sammlung enthält in erster Linie Ausdruck aus dem Hüttenwesen und Werkzeugmaschinenbau. W.

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Juni: 6800.

[1]) Messungen am Translationstrieb im Wasser als Schiffpropulsion, ausgeführt im hydromechanischen Laboratorium der Technischen Hochschule Wien, haben gleich bei der zweiten Versuchsreihe Wirkungsgrade von über 65 vH ergeben, also diejenigen bester Propeller, durch hundertjährige Erfahrungen und Verbesserungen herauskristallisiert, erreicht!

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Afghanistan.

Luftstreitkräfte in Afghanistan wurden einer Meldung im Aeronautical Digest zufolge kürzlich gebildet. Sie verfügen über neun Flugzeuge, von denen sieben von Rußland und zwei von Indien geliefert wurden. (Aeronautical Digest, IV/1923.) **23/21. 12.**

Frankreich.

Die Stärke der französischen Handelsluftflotte beträgt nach einer Feststellung im l'Auto zurzeit

271 Flugzeuge im Dienst von regelmäßigen Luftverkehrslinien,
178 Flugzeuge auf anderen Linien,
198 » bei Flugschulen,
29 » im Privatbesitz

676 Handelsflugzeuge.
(Aeronautical Digest, IV/1923.) **23/21. 9.**

Die Luftfahrt im Dienste der Erforschung der Fischbänke wird von Korvettenkapitän J. Rouch in L'Aeronautique beschrieben. Das Streben der biologischen Meereskunde geht darauf hin, Aufenthalt und Züge der Fische zu bestimmen. Die Meerestemperatur an der Oberfläche und in der Tiefe, Dichtigkeit, Salzgehalt, Durchsichtigkeit und Plankton geben zwar Anhaltspunkte, gestatten aber keine Erzielung unmittelbarer Ergebnisse. Für die Fischer ist es von Wichtigkeit, auf schnellstem Wege zu erfahren, wo sich Fische im Überfluß befinden und wo nicht; die Ursachen hierfür sind für sie bedeutungslos. Die Funkentelegraphie hat hier bereits gute Dienste geleistet, indem Fischdampfer, die Fischzügen begegneten, dies drahtlos melden konnten. Durch Verwendung von Luftfahrzeugen in Verbindung mit dem drahtlosen Meldesystem lassen sich die Erfolge, wie die Versuche der Untersuchungsstation in Boulogne sur Mer gezeigt haben, verbessern. Es wurden mit Lenkluftschiffen und Seeflugzeugen Versuche gemacht, die die Möglichkeit ergaben, sowohl an der Küste wie auf hoher See das Vorhandensein von Fischen festzustellen. Ebenso konnten mit Hilfe der Photographie auf dem Meere befindliche Felsen und andere für Schleppnetze gefährliche Hindernisse, festgestellt werden, ferner das Vorhandensein von Austernbänken oder die sonstige Beschaffenheit des Meeresbodens, die wieder Rückschlüsse auf die Tierwelt, die ihn bevölkert, zuläßt. Die Flughöhe gestattet außerdem eine viel bessere Übersicht als von Bord eines Schiffes. Die bekannten Ölflecken, die das Vorhandensein von Heringen anzeigen, sind weithin sichtbar, Sardinenbänke sind an ihrer birnenförmigen Gestalt kenntlich, Schwärme von Möven dicht über der Oberfläche des Wassers verraten auf weite Entfernung das Vorhandensein von Fischen.

Die Benachrichtigung der Fischer erfolgt, wie erwähnt, durch drahtlose Telegraphie oder Telephonie, während der festgestellte Ort durch Auswerfen einer Boje angegeben wird.

Es ist sogar anzunehmen, daß man Seeflugzeuge und kleine Luftschiffe unmittelbar zum Fischfang mit Schleppnetzen besonders auf solche Fischarten verwenden kann, die anscheinend durch das Motorengeräusch von Seeschiffen sehr leicht verscheucht werden.

Schließlich lassen sich die Luftfahrzeuge auch zur wirksamen Bekämpfung der Fischfeinde, wie Delphine, Tümmler usw., verwenden. Besonders in den Gewässern um Korsika richten diese Tiere unter den Sardinen derartigen Schaden an, daß sie jährlich von besonders dafür ausgesandten kleinen Kriegsschiffen gejagt werden. (L'Aeronautique, Januar 1923.) **23/19. 7.**

Französische Luftverkehrspläne in Südamerika. Die Compagnie Atlantique de Navigation Aérienne plant eine Luftverbindung von Frankreich über Spanien, Portugal, die afrikanische Küste, die Kapverdischen Inseln nach Südamerika. Zunächst ist die Gründung einer Studien- und Gründungs-Gesellschaft beabsichtigt. Man rechnet mit einer Subvention seitens der französischen Regierung und finanzieller Beteiligung der fremden Regierungen. Argentinien soll eine größere Anzahl von Flugzeugen hingeben, erhebliche Kosten für die Errichtung von Gebäuden und Hallen aufwenden und außerdem bestimmte jährliche Prämien zahlen. Die Prämien sollen nach der Kilometerzahl des zurückgelegten Weges und dem Fassungsvermögen der Flugzeuge berechnet werden ohne Rücksicht darauf, ob die Zahl der Fluggäste bei den einzelnen Flügen immer voll erreicht wird. In argentinischen Kreisen scheint keine große Neigung für das französische Projekt zu bestehen, schon aus dem Grunde nicht, weil es eine außerordentlich starke Belastung der Staatskasse darstellen und Frankreich einen großen Einfluß auf die heimische Luftfahrt geben würde. **23/20. 9.**

Luftrecht.

Die völkerrechtlichen Probleme, die durch die Verwendung von Luftfahrzeugen im Kriege entstehen, wurden kürzlich im Haag von einer Kommission beraten (? d. Ber.), die auf Grund von Entschließungen auf der Washingtoner Abrüstungskonferenz von den Vereinigten Staaten, Groß-Britannien, Frankreich, Italien und Japan beschickt wurde. Es sollten folgende Fragen erörtert werden: a) Entsprechen die augenblicklichen völkerrechtlichen Regeln dem neuen Verteidigungs- und Angriffsmittel durch Luftfahrzeuge und b), wenn nicht, welche Änderungen sind vorzunehmen?

Das zu lösende Problem wird in einem Aufsatz im Aeronautical Digest in folgende Einzelfragen aufgelöst:

1. Anhalten und Untersuchen von Kauffahrteischiffen durch Luftfahrzeuge,
2. Kaperung durch Luftfahrzeuge,
3. Bombenabwurf auf unbefestigte Orte,
4. Bombenwurf auf Einrichtungen der Kriegsindustrie,
5. Schutz und Kenntlichmachung von Krankenhäusern, Kirchen und Schulen gegen Fliegerangriffe,
6. Behandlung der Zivilluftfahrzeuge und ihrer Besatzung im Kriegsfalle,
7. Blockade durch Luftfahrzeuge,
8. Behandlung der Luftambulanzen.

(Aeronautical Digest 1/1923.) **23/19. 6.**

Weltluftverkehr.

Die internationale Handelskammer zur Luftfahrt. Die int. Handelskammer hielt im März d. J. ihren zweiten Kongreß in Rom ab. Der Unterausschuß für Verkehrswesen befaßte sich auch mit dem Luftverkehr und stellte auf Grund der Berichte der Ausschüsse der verschiedenen Staaten folgende Richtlinien auf:

1. Internationale Gleichartigkeit der Gesetze, Vorschriften und Praxis.
2. Angemessene Entwicklung der Flughäfen.
3. Auswahl der Luftwege unter Berücksichtigung der klimatischen Verhältnisse und des Standes der technischen Wissenschaft.
4. Einführung von Nachtflügen in die Praxis.
5. Ausnutzung der zahlreichen Vorteile durch den Verkehr mit Seeflugzeugen.

Es wurden folgende Entschließungen angenommen:

Der Kongreß verlangt:

1. daß die internationale Handelskammer einen beratenden Ausschuß einsetzt, der aus Fachleuten der Finanz, der Industrie, der Rechtswissenschaft und des Flugwesens gebildet werden soll;
2. daß dieser Ausschuß die Entwicklung der Zivil- und Handelsluftfahrt sicherstellt;
3. daß zwischen diesem Ausschuß und denjenigen nationalen oder internationalen Körperschaften, die an der Luftfahrt interessiert sind, eine enge Verbindung hergestellt wird, namentlich um mehr als bisher die Bankkreise, die Industriellen und die Kaufleute zu interessieren, und um zu einer internationalen Gesetzgebung zu gelangen. (L'Aeronautique, IV/23.) **23/20. 6.**

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Flughäfen in den Vereinigten Staaten. — Aviation, Bd. 14, Nr. 3, 15. Jan. 1923, S. 68/72 (10 Sp., 2 Skizz., 1 Verzeichnis der Flughäfen).

Bekannte Ausführungen über Anforderungen an einen neuzeitlichen Lufthafen: Mindestgröße Quadrat mit 800 m Seitenlänge; internationale Kennzeichen in der Nordwestecke durch weiße Marken; Landezeichen, Windrichtungszeichen, Rauchfeuer, günstige Beförderungsverhältnisse am Boden (umfassendes Verzeichnis der amerikanischen Haupt- und Notlandeplätze). Wr. **23/20. 17.**

Flugzeugbau. Europäisches Militärflugwesen von heute (Military Aviation in Europe Today). — Grover C. Loening, U. S. Air Service, Bd. 8, Nr. 3, März 1923, S. 11/12 (3½ Sp. und Abb.).

Waffeneinbau unterliegt in den Vereinigten Staaten viel strengeren Bedingungen als bei französischen Jagdflugzeugen üblich. Das gilt besonders für den Nieuport 29-Jagddoppeldecker, das neue Einheits-Jagdflugzeug der französischen Fliegertruppe. Nach belgischen Erfahrungen ist der Schalenrumpf gegen Verdrehbeanspruchungen durch den Schwanzsporn nicht genügend torsionsfest. Der Bréguet 19 A 2-Militär-Doppeldecker macht einen guten Eindruck. Als Jagdflugzeuge erfreuen sich neuerdings die verspannungslosen Hochdecker mit abgestrebtem Flügel großer Beliebtheit (Dewoitine, Wibault, De Monge u. a. m.). Die in großer Anzahl von den französischen Luftverkehrsgesellschaften benutzten Farman-»Goliath«-Doppeldecker sind ausgezeichnete, wenn auch etwas langsame Nachtbombenflugzeuge; sie finden auch in der französischen Fliegertruppe Verwendung. In England erfolgreiche Versuche mit dem 1000 PS-Avro-Bombendoppeldecker. Ein großes englisches Viermotorenflugboot der Marine, bisher ohne Erfolg versucht, kommt beim Start nicht auf die Stufe. Im Militärflugwesen hat Frankreich sicherlich die Führung. Entwicklung neuer Bauarten dauert etwa genau so lange wie in den Vereinigten Staaten. Die Franzosen haben genau soviel Schwierigkeiten mit Schwingungen von Achtzylindermotoren wie die Amerikaner, nur nehmen sie das als eine überwindbare Schwierigkeit an einem sonst guten Flugzeug mit in Kauf, anstatt auf Gründe zur Abhilfe zu sinnen. Ein Fehler ist die Entwicklung von zu vielen Planungen. W. **23/19. 15.**

Flugzeugberechnung. Längsschwingungen von Flugzeugen. — E. Everling, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 4, Nr. 3, März 1923, S. 82/88 (10½ Sp., 1 Skizz.). W. **23/19. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Nieuport-Delage-»Sesquiplan«-Renneindecker vom Geschwindigkeits-Weltrekord Febr. 1923. — Ch. D., L'Aéronautique, Bd. 5, Nr. 46, März 1923, S. 95/96 (3 Sp., 1 Skizz., 2 Lichtb).

Vgl. ZFM 1923, Heft 5/6, S. 56. Änderungen: Flügel außerhalb der Kühlfläche mit Sperrholz beplankt und an Stelle der Lamblinkühler Moreux-Tragflächenkühler, der sich fast über die ganze Spannweite der Flügelunterseite ausdehnt und nur außen und an den Stielansatzpunkten unterbrochen ist. Moreux-Tragflächenkühler besteht aus zwei gefalzten Blechen, zwischen denen das Wasser umläuft und Sammelrinnen an der Flügelvorderkante sowie am Hinterholm. Messingbleche von 0,12 mm Stärke. Der mit Benzol betriebene Hispano-Suiza-Motor leistete bei 2000 Umdr./min 410 PS. Räder besser verkleidet. Niedrigerer und mehr geneigter Kopfabschluß. Niedrigerer Schwanzsporn. Landegeschwindigkeit etwa bei 180 km/h. Anerkannte Rekordgeschwindigkeit 375 km/h. W. **23/19. 22.**

Flugzeugteile. Wright (Dornier-»Falke«)-Metall-Jagdeindecker (The Wright All-Metal Pursuit Airplane). — Aviation, Bd. 14, Nr. 14, 2. April 1923, S. 364/366 (3 Sp., 2 Lichtb.).

Der Dornier-»Falke«-Renneindecker wird jetzt von der Wright Aeronautical Society für die U. S.-Fliegertruppe als Wright-Metall-Jagdeindecker hergestellt. W. **23/19. 26.**

Flugzeugteile. Flugzeugräder und Bereifung. — Air Service Information Circular, Bd. IV, Nr. 303, 15. Febr. 1922, S. 1—11 (9 S., 5 Skizz., 3 Schaub., 3 Zahlentaf.).

Bekannte Baueinzelheiten über Flugzeugräder. Beschreibung einer Radprüfvorrichtung (Formänderungs- und Bruchlast-Bestimmung). Schaubilder für Belastung und Formänderung von Bereifungen unter verschiedenen Luftdrucken. Wr. **23/20. 23.**

Material. Untersuchungen über Lote für Aluminium (Investigation of some solders for Aluminium). — Air Service Information Circular, Bd. III, Nr. 298, Materialprüfungsbericht Nr. 148, 15. Febr. 1922, S. 1/7 (6 S., 4 Zahlentaf., 1 Lichtb.).

Zu Zinn und Zink als Grundstoff, das mit 90—100 vH den Hauptbestandteil des Lotes bildet, werden Al, Cu und Mg in verschiedenen Anteilen systematisch zugesetzt. (Im ganzen 14 verschiedene Legierungen untersucht.) Mit diesen Stoffen gelötetes Aluminiumblech auf Scherfestigkeit geprüft. Versuchsergebnisse: Zusatz von Aluminium erhöht die Festigkeit, die bei 10 vH Zusatz am größten; Nachteil: hoher Schmelzpunkt und zäh im Fluß. Die günstigsten Ergebnisse sowohl hinsichtlich Festigkeit als auch Fluß mit Beimengungen von 3 vH Cu und 3 vH Al erreicht. Nahezu gleichwertig ist das Lot mit nur 3 vH Cu, das andererseits dem Lot mit 3 vH Al erheblich überlegen. Mg-Zusätze negativ. Gealterte Lötstellen verlieren an Festigkeit; Cu-Gehalt scheint diesem Alterungsvorgang günstig entgegenzuwirken. Wr. **23/20. 26.**

Materialkunde. Einfluß der Feuchtigkeit auf die Elastizitätskonstanten von Kiefer. — H. Carrington, The Aeronautical Journal, Bd. 26, Nr. 144, S. 462/471 (10 S., 2 Lichtb., 7 Schaub., 3 Zahlentaf.).

Bis zum »Fasersättigungszustand« nimmt mit sinkendem Feuchtigkeitsgehalt der Elastizitätsmodul zu, jenseits dieser Grenze ändert zusätzlicher Wassergehalt ihn nicht, weil die gesättigten Fasern keine weitere Feuchtigkeit aufnehmen. Mikroskopische Untersuchungen an Holzschliffen zeigen, daß bei beschleunigter Trocknung an kleineren Stücken eine Zerstörung der Zellen nicht eintritt, wohl aber bei größeren wird das Gefüge zerdrückt, dazu Rißbildung. Wr. **23/21. 17.**

Materialkunde. Wärmebehandlung von Duralumin (Practical Heat Treatment of Duralumin). — J. A. Binnie, American Machinist, Bd. 58, Nr. 6, 31. März 1923, S. 221/229 (8 Sp., 3 Zahlentaf., 2 Schaub.).

Duralumin nach deutschen Patenten in den Vereinigten Staaten hergestellt von The Aluminium Company of America und von Baush Machine Tool Co. Zu der Entwicklung der Bearbeitungstechnik hat die Marine-Luftfahrzeug-Werft in Philadelphia viel beigetragen. Duralumin, gegenwärtig in allen Arten und Querschnitten hergestellt (Walzplatten, Bleche, Winkel, Röhren, Schrauben, Nieten sowie alle Guß- und Schmiedestücke), wird gewöhnlich vergütet geliefert. Duralumin-Panzerplatten von 7 mm Stärke widerstehen senkrechtem Gewehrfeuer aus 300 m Entfernung. Warmbehandlung durch Tempern, Glühen und Altern. Angelassen zwischen 350 bis 380° C und luftgekühlt, läßt es sich als bildsamer Werkstoff gut bearbeiten. Anlassen während Bearbeitung, wenn nötig, wiederholen. Nach dem Bearbeiten in einem Salzbad bei 480 bis 500° C vergüten und in siedendem Wasser abschrecken. Salzbad aus gleichen Teilen Kalium- und Natriumsalpeter. Nach dem Vergüten den Werkstoff altern lassen. Alterungserscheinungen hören erst bei sehr tiefen, praktisch nicht vorkommenden Temperaturen auf. Anlassen macht den Werkstoff nur auf 24 h Dauer weich und bildsam. Beim Vergüten läßt Abschrecken in siedendem Wasser an Stelle von kaltem das Altern beschleunigen und verringert die Gefahr des Werfens. Einsatzdauer bei der Warmbehandlung von der Wurzel aus der Plattendicke abhängig. Nieten werden nicht angelassen, sondern lediglich vergütet. Sie müssen wenige Minuten nach dem Vergüten verwendet werden. Nach 30 min sind sie schlecht verwendbar und unzuverlässig, da die Köpfe leicht abspringen. Einsatz-

Digitized by Google

dauer für Nieten zwischen 2, 3 und 4 mm Durchm. höchstens 20 min. Baustoff des Einsatz-Salzbadbehälters von geringer Bedeutung. Am besten zwei Behälter für kleine und mittlere, sowie lange Duraluminteile. Einsatzöfen nur mit Gas, Elektrizität oder Öl heizen; mit Rücksicht auf die Salpetersalze weder Kohle noch Koks verwenden. Duraluminteile kurz nach dem Vergüten sehr empfindlich; Teile daher am besten in Drahtkörben in das Bad bringen und in diesen Körben nachher abschrecken. Einfluß des Seewassers auf Duralumin gering, ebenso elektrolytische Korrosionserscheinungen zwischen Stahl und Duralumin. Dagegen sollte Duralumin nie mit Kupfer oder Messing zusammengebracht werden. Bearbeitungsgeschwindigkeit von Duralumin entspricht der von Messing. Genietete Teile dürfen nicht vergütet werden, da sie sich werfen. In Ermüdungsversuchen zeigt Duralumin keine besondere Güte und sollte daher bei Teilen, die starken Vibrationen ausgesetzt sind, durch Stahl verstärkt werden. Löcher schwächen dünneres Material durch die beim Bohren erzeugte Wärme sehr (20 vH Festigkeitsverlust). Auflagerdruck bei Nieten nicht über 50 kg/mm². Scherfestigkeit von 17 kg/mm² zulässig. Bei dünnen Blechstärken lieber viele schwache als wenige starke Nieten. W. **23/19. 30.**

Motorbau. Liberty-Motor (The Improved Liberty Engine). — Aviation, Bd. 13, Nr. 8, 21. Aug. 1922, S. 227 (1½ Sp., o. Abb.).

Der 400 PS-Liberty-Motor, anfangs mit sehr vielen Fehlern behaftet, die häufig Störungen verursachten. Solche waren: Brüche im Steuerungsgetriebe, übermäßiger Ölverbrauch, Verrußen der Kerzen besonders bei niedrigen Drehzahlen, Risse im Kühlwassermantel und Störungen in der Zündung. Das Bureau of Aeronautics machte hierüber eingehende Untersuchungen. Abänderungen: Neues Steuerungsgetriebe mit Erfolg eingebaut. Untere Kante der untersten Kolbenringnut abgedreht und Ölrücklaufbohrungen nach der Innenseite des Kolbens angebracht. Diese Maßnahme dämpfte das Hinaufpumpen des Öls in den Verbrennungsraum, verhinderte dadurch das Verrußen der Kerzen, senkte den Ölverbrauch und steigerte gleichzeitig den Öldruck. Statt der 8 V-Spannung jetzt 12 V-Spannung im Niederspannungsstromkreis der Zündung. Wr. **23/19. 31.**

Segelflug. Segelflug in wagerecht wehenden ungleichförmigen Winden (Le Vol sans moteur par vents horizontaux de vitesse variable). — Louis Constantin, L'Aéronautique, Bd. 5, Nr. 46, März 1923, S. 103/105 (4½ Sp., 1 Skizze).

Unter Annahme einer regelmäßigen Windschwankung braucht man für den Segelflug im wagerecht vorhandenen Winde für Weitflug und Höhenflug je einen günstigen Anstellwinkel, der beibehalten werden muß, d. h. geringes Längsträgheitsmoment bzw. drehbar befestigte Tragflügel, günstiges Seitenverhältnis, ausgezeichnete Längsstabilität oder selbsttätigen Anstellwinkelregler, ferner ein Anstellwinkelzeiger. Für den Weitflug mit größtmöglicher Geschwindigkeit braucht man eine gute Gleitzahl, hohe Flächenbelastung, die übrigens mit der mittleren Windgeschwindigkeit wächst. Bei dem Anstellwinkel der besten Gleitzahl soll die Steigzahl einen hohen Wert besitzen. Überdies muß der Auftriebsbeiwert an sich hoch sein. Für den Steigflug allein muß man den Anstellwinkel, der der besten Steigzahl entspricht, einhalten und möglichst geringe Flächenbelastung haben. W. **23/19. 34.**

Motorbeschreibung. 12-Zylinder Liberty als Luftschiffmotor. — Air Service Information Circular. Bd. IV, Nr. 311, 15. März 1922, S. 1/7 (5 S., 4 Zahlentaf., 1 Schaub.).

Leerlaufversuch am Liberty-Luftschiffmotor (zu 23/20. 28).

Umdrehungen in der Minute	Reibungsverlust in PS	Motornutzleistung in PS	Mechanischer Wirkungsgrad	Wasser °C Einlaß	Wasser °C Auslaß	Öl °C Einlaß	Öl °C Auslaß	Öldruck at
800	18,1	—	—	73	74	37	47	2,5
900	21,5	—	—	74	76	37	47	2,8
1000	25,0	241	90,6	74	76	37	48	3,0
1100	29,3	262	90,0	74	76	37	49	3,0
1200	34,0	277	89,0	74	76	37	52	3,0
1300	39,5	288	88,0	74	76	37	54	3,1
1400	45,0	297	87,0	74	76	37	55	3,2
1500	51,0	305	85,6	74	76	37	57	3,2
1600	59,0	311	84,2	74	76	37	58	3,2

Umstellung des Flugmotors durch Verändern von Luft- und Brennstoffdüsen auf Luftschiffzwecke. Leistungsverminderung auf 280 PS, Verminderung der Drehzahl von 1700 auf 1400. Neue Einstellung: 24 mm Luftdüse, 1,15 mm Hauptdüse, 1,2 mm Ausgleichsdüse, 280 PS Bremsleistung bei 1400 Umdr./min. Ausführliche Wiedergabe der Bremsversuche (vgl. untenstehende Zahlentafel). Wr. **23/20. 28.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 22844.

1. Am 1. Juni 1923, nachm. 5 Uhr, fand in den Räumen des Flugverbandhauses eine

Veranstaltung zugunsten der Luftfahrtwissenschaft

der WGL statt. Zweck dieser Veranstaltung war, durch einen entsprechenden Reingewinn das Weiterbestehen unserer Gesellschaft, wenigstens für die nächste Zeit, zu sichern. Für das künstlerische Programm der Veranstaltung hatten sich in liebenswürdiger Weise allererste Künstlerinnen und Künstler zur Verfügung gestellt.

Die sehr reichhaltige, wertvolle Tombola war von verschiedenen Firmen und Freunden der WGL gestiftet. Allen, die sich um unsere Veranstaltung verdient gemacht haben, sei hier nochmals der Dank der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ausgesprochen.

Eingeladen und erschienen waren zu der Veranstaltung die Vertreter sämtlicher Reichs- und Landesbehörden, der Stadt Berlin, der Presse und zahlreiche Mitglieder und Freunde der Gesellschaft. Der Empfang war um 5 Uhr nachm. in den Räumen des »Aero-Clubs von Deutschland«, dann folgte eine Ansprache unseres Vorsitzenden, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, woran sich das künstlerische Programm schloß. Der übrige Teil des Abends war der Geselligkeit gewidmet.

Der Verlauf des Abends, auch in finanzieller Hinsicht, war ein sehr befriedigender. Hoffentlich wird es gelingen, auch weiterhin die Mittel für die WGL zu sichern.

2. In den Sommermonaten Juni, Juli, August finden **keine** Flugtechnischen Sprechabende statt.

3. **Die XII. Ordentliche Mitgliederversammlung der WGL** soll Ende September, Anfang Oktober in Berlin stattfinden. Es wird gebeten, Vorträge möglichst bald bei der Geschäftsstelle, Berlin W 35, Blumeshof 17, einzureichen.

4. Bei **unpünktlicher Zustellung** der ZFM und des »Luftweg« werden unsere Mitglieder gebeten, sich zunächst an das zuständige Postamt zu wenden. Dieses ist unter allen Umständen bei Nichtbelieferung ersatzpflichtig. — Bei Wohnungswechsel ist stets gegen Zahlung einer Gebühr bei dem Postamt die Umbestellung der Zeitschrift selbst vorzunehmen. Nur wenn die Reklamation bei dem Postamt ergebnislos verläuft, wende man sich an die Redaktion der ZFM bei der WGL oder die Redaktion des »Luftweg« beim Aero-Club von Deutschland, beide Berlin W 35, Blumeshof 17. Auf keinen Fall aber ist der Verlag der Zeitschriften anzurufen.

5. Unser Vorstandsratsmitglied, Dr. E. Everling, Privatdozent für technische Mechanik und Luftfahrt an der Technischen Hochschule Berlin und Leiter der Versuchsabteilung für Strömung und Kühlung in der AEG, Turbinenfabrik, erhielt die Dienstbezeichnung »Professor«.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

SEP 11 1923

Engineering Library

11

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

13. u. 14. Heft | **München, 26. Juli 1923** | **14. Jahrgang**

„Rhön-Segelflug- und Godenburg-Sonderheft"

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zu M. 2520.– für den Monat Juli und zu M. 4800 für den Monat August bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.–), Dänemark (Kr. 10.–), Finnland (Marka 40.–), Frankreich (Fr. 25.–), Großbritannien (sh. 8.–), Japan (Jen 4.–), Jugo-Slavien (Dinar 55.–), Italien (Lire 30.–), Luxemburg (Fr. 25.–), Niederlande (fl. 5.–), Norwegen (Kr. 10.–), Rumänien (Lei 115.–), Schweden (Kr. 8.–), Schweiz (Fr. 10.–), Spanien (Pes. 12.–), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.–), V. St. A. (Doll. 2.–). — ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.*** — Portokosten dürfen am Bezugspreis nicht in Abzug gebracht werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Grundpreise von M. –.05 × Buchhändler-Schlüsselzahl (Entwertungsziffer) am Tage des Erscheinens für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß. **Buchhändler-Schlüsselzahl am 26. Juli 1923: 25000.**

Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand, die Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Das wirtschaftliche Verkehrsflugzeug. Von Prof. Wilhelm Hoff. S. 101. — **Neue Fortschritte im Flugzeugbau.** Von R. Otte. S. 104. — **Ein neuer Flugzeug-Meteorograph.** Von Albert Wigand und Heinrich Koppe. S. 106. — **Der praktische Wert des Segel- und schwachmotorigen Flugzeugs.** Von G. Gohlke. S. 110. — **Statischer Segelflug über Flachküsten.** Von W. Georgii, Frankfurt a. M. S. 113. — **Das Ergebnis des Rhemag-Wettbewerbs um einen Sportflugmotor.** Von Kutzbach. S. 114. — **Ausschreibung für den „Rhemag"-Wettbewerb um einen Sportflugmotor.** S. 115. — **Ausschreibung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt" E. V. für den „Juhl-Preis".** S. 116. — **Ausschreibung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. (WGL) für den WGL-Drachenflug-Preis.** S. 117. — **Preisausschreiben der Segelflug-G. m. b. H. für ein Segelflugzeug mit Hilfsmotor während des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1923.** S. 117. — **Segelflugstiftung** des Hotel Adler, Gersfeld. S. 117. — **Bücherbesprechungen.** S. 117. — **Luftfahrt-Rundschau.** I. Allgemeine Nachrichten. S. 118. II. Technische Nachrichten. S. 119.

Flugzeugbedarf,

Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert preiswert (30)

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,

Telephon Moabit 3266. Spenerstraße 34.

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope); 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

Patent-Luftschrauben

aus Metall und Holz, einstellbar und umsteuerbar

HELIX *Maschinenbau BERLIN, Blücherstr. 1*

Welcher versierte

Flugzeugkonstrukteur

würde gegen hohes Honorar die Ausarbeitung eines Projektes (Konstruktion eines Gleittypen) nach eigenen Angaben übernehmen? Angebote unter **M. M. 672** an **Ala-Haasenstein & Vogler, Mannheim.** (31)

Dietrich-Gobiet-Flugzeugwerk A.G.

Telephon: 685 **Cassel, Wolfsangerstr. 21a** Telegr.-Adr.: Digoflug

Wir liefern

kleine, zweisitzige **Sportflugzeuge** sowie achtsitzige

Verkehrsflugzeuge

Verlangen Sie unsere Drucksache Dr. 9

Leipziger Herbstmesse 26. August bis 1. September, Halle I, Stand 116/119.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

13. u. 14. Heft | 26. Juli 1923 | 14. Jahrgang

Das wirtschaftliche Verkehrsflugzeug.

Von Wilhelm Hoff.

Antrittsvorlesung, gehalten am 16. Mai 1923 in der Technischen Hochschule zu Berlin.

Die Gründung des mir übertragenen Lehrstuhls fällt in eine Zeit, wo die deutsche Luftfahrt schwersten Angriffen auf ihr Bestehen ausgesetzt ist. Sie wissen, daß durch den Versailler Vertrag Deutschland die Führung der zur Verteidigung seiner Grenzen so wichtigen Luftwaffe untersagt worden ist, daß durch spätere Diktate und durch unerträgliche Begriffsbestimmungen auch die friedlichem Verkehr dienende Luftfahrt bedenklich eingeengt wurde. Der Wettbewerb mit ausländischen Luftfahrzeugen ist ungemein erschwert worden. Wir erleben es, daß eine für die deutsche Zukunft wichtige Industrie vernichtet und gezwungen werden soll, im Ausland, wo noch genügend Bewegungsfreiheit gegenüber den Machtmitteln unserer alten Gegner vorhanden ist und man den deutschen Gewerbefleiß zu schätzen weiß, Zweigniederlassungen zu gründen, um so die deutschen Erfahrungen vor dem Untergang zu bewahren und einer besseren Zukunft zuzuführen. Diese Auswanderung erinnert nur zu sehr an die Religionsverfolgungen früherer Jahrhunderte, bei welchen sich Deutschlands westlicher Nachbar ein unvergeßliches geschichtliches Denkmal gesetzt hat. Der preußischen Landesregierung, insbesondere dem Herrn Minister für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung, gebührt der aufrichtige Dank aller der deutschen Luftfahrt nahestehenden Kreise, daß in einer Zeit, wo Deutschland mit größter Zähigkeit um das Bestehen seiner hochentwickelten Luftfahrt kämpfen muß, diese Pflegstelle der Luftfahrt, auf deren Notwendigkeit die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt durch eine ausführliche Denkschrift hingewiesen hat, an der Technischen Hochschule zu Berlin gegründet worden ist.

Die Luftfahrt gehört nach der Weimarer Verfassung zu den Angelegenheiten des Reichs. Die Anteilnahme des Herrn Reichsverkehrsministers an dem neuen Lehrstuhl soll sich in Zukunft darin zeigen, daß die umfangreichen Anlagen der ihm nahestehenden Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof auch für den Unterricht und die wissenschaftliche Forschung seitens der Technischen Hochschule Berlin zugänglich sein sollen. Diese Verbindung verspricht die Grundlage zu einer erfolgreichen gemeinschaftlichen Tätigkeit und einem nutzbringenden Erfahrungsaustausch zu werden.

Das aus den der Luftfahrt dienenden Kreisen entgegengebrachte Wohlwollen gibt die sichere Gewähr dafür, daß der neue Lehrstuhl auch die notwendige Unterstützung außerhalb der Hochschule erhält, ohne die an eine erfolgreiche Lehr- und Forschertätigkeit nicht gedacht werden kann.

Die Frage nach dem wirtschaftlichen Verkehrsflugzeug ist in einer Zeit, wo der Luftverkehr in allen großen Staaten noch mit reichlich bemessener Regierungsunterstützung unterhalten werden muß, berechtigt. Die ersten Überlegungen über dieses Gebiet führen dazu, daß das Flugzeug allein nicht den Ausschlag für die Wirtschaftlichkeit geben kann, daß andere Einflüsse, welche sich aus den allgemeinen Verhältnissen, den Bedürfnissen der Benutzerschaft, der Lage und Größe der Flughäfen, dem Zubringerdienst ergeben, derart vorherrschend sein können, daß die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges selbst dahinter weit zurücktritt. Ich möchte diese wichtigen Fragen heute nicht berühren, sondern mich nur allein mit dem Flugzeug befassen, das neben dem Luftschiff, das Werkzeug des Luftverkehrs ist.

Eine Untersuchung der Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges hat viele Gebiete zu berühren. Erwägungen über die erforderlichen Leistungen führen zur Festlegung des Triebwerks, seines Tragvermögens und seiner Größe, solche über den zweckmäßigen Bau ergeben die Auswahl der Baustoffe, der Bauweise, der Bauart und der Teilgestaltung. Weitere Anforderungen stellen die späteren Betriebsverhältnisse und die durch sie gegebenen Bedingungen. Zwischen all diesen Fragen ist ein richtiger Ausgleich zu finden, der keineswegs die Bestwerte jeder Forderung zu ergeben vermag, sondern im ganzen eine wirtschaftliche Lösung bringen muß.

Im Flugzeugbau hat sich die Gewohnheit herausgebildet, die Motoren gesondert zu entwickeln. Die Motorenmuster entstehen unter Wahrnehmung der allgemeinen für die spätere Verwendung im Flugzeug erforderlichen Baurichtlinien. Die Motorenwerke sehen sich weiter vor die Aufgabe gestellt, vielseitigen, oft einander widersprechenden Sonderansprüchen seitens der Flugzeugwerke zu genügen. Die endgültige Entscheidung, wie diese gegeneinander abzuwägen sind, liegt bei den Motorenwerken. Trotz vielfacher Bemühungen gelingt es schwer, die Forderungen der in gegenseitigem Wettbewerb stehenden Flugzeugwerke in eine gemeinsame Formel zu fassen. Während des Krieges, wo die Massenbestellungen der Heeres- und Marineverwaltung vorlagen, konnte dieser Zustand behördlicherseits gemildert werden. Er macht sich aber jetzt besonders fühlbar, wo es gilt, für die kleine Zahl von Flugzeugneubauten Motorenwerke zum Bau von Motoren zu gewinnen.

Die Flugmotorenwerke sind mit Erfolg bringenden Arbeiten lebhaft in Anspruch genommen; sie scheuen den Entschluß für den geringen Bedarf der Flugzeugwerke zu bauen; sie fürchten den großen Einsatz für konstruktive Arbeit, werkstattliche Vorbereitung und sorgfältige Werkprüfung. Sie versprechen sich keinen wirtschaftlichen Erfolg, da die von früher gewohnten großen Serien in absehbarer Zeit ausbleiben werden. Die Nachfrage deutscher Flugzeugwerke nach deutschen Flugmotoren kann deshalb leider zurzeit nicht gedeckt werden.

Die Flugzeugindustrie ist somit durch die ablehnende Stellung der Motorenindustrie gezwungen, ihre Motoren aus dem Ausland zu beziehen, wenn sie sich nicht entschließt, was von einem viel genannten führenden Flugzeugwerk schon geschehen ist, selbst den Motorenbau aufzunehmen. Da hierzu die technischen Voraussetzungen selten gegeben sind, muß leider die Mehrzahl der Flugzeugwerke sich im Ausland nach Flugmotoren umsehen. Dort sind vom Weltkrieg her noch große Mengen Motoren höherer Leistungen aufgestapelt, die meist unter Herstellungspreis, aber für deutsche Zahler dennoch sehr teuer, abgegeben werden können. Die Verwendung ist für den deutschen Luftverkehr äußerst mißlich. Sie bringt eine schädigende Abhängigkeit vom Ausland. Es wird nämlich nicht bei einigen wenigen eingeführten Motoren bleiben; die im Verkehr benutzten Motoren ziehen die Lieferung von Ersatzmotoren und Zubehörteilen nach sich. Wenn auch ein wirtschaftlich geleitetes, mit dem Ausland in Verbindung stehendes Luftverkehrsunternehmen sich gern weitgehend den Bedürfnissen des Auslandes anpassen wird, so ist aber doch für Deutschland solch eine Anpassung erträglicher, wenn die gestellten Forderungen im Inlande selbst erfüllt werden können.

Die Flugzeugwerke sind in ihrer wirtschaftlichen Wettbewerbsfähigkeit durch die erschwerte Motorenbeschaffung stark gehemmt. Diese Krise zu überwinden bedarf es größter und bald einsetzender Anstrengungen. Der Flugzeugbau hofft, daß die zuständige Abteilung im Reichsverkehrsministerium Wege erschließen wird, welche die dazu bereitwilligen Motorenwerke zur neuen Tätigkeit anregen. Sie wird sich zu solchem Vorgehen um so zuversichtlicher entschließen können, als sie die für den Luftverkehr bestimmten Reichsbeihilfen verwaltet und diese schwer vor dem Reichstag vertreten kann, wenn der Luftverkehr mit ausländischen Motoren betrieben wird.

Im Interesse des Flugzeugbaues liegt es, von den kleinen bis hinauf zu den höchsten Leistungen brauchbare Motoren zur Verfügung zu haben. Heute wird es kaum gelingen, in den während des Krieges entstandenen Gruppen von 80 PS, 100/120 PS, 150/160 PS, 200/220 PS, 260/280 PS, 400 PS je ein neues Motorenmuster zu erhalten. Nach dem Zusammenbruch sind in Deutschland nur wenige Motorenmuster der Stärken um 30 PS, 50 PS, 185 PS gebaut worden. Die Zwischen- und die höheren Leistungen fehlen. Solch große Unterteilung ist auch heute nicht mehr erforderlich. Die schon erwähnten Begriffsbestimmungen für Flugzeuge enthalten keine Begrenzung für die Motorstärken. Trotzdem wird es, da die Leistungen der Flugzeuge eingeengt sind, kaum möglich sein, wesentlich über die Grenzen von 300 PS hinauszugehen. Höhere Leistungen (400/500 PS) sind im Ausland im Gebrauch und können für die Ausfuhr auf die Dauer in Deutschland keineswegs entbehrt werden.

Die auch nach Ausschaltung des Motorenmangels in Deutschland günstigen Falles verfügbaren Motorenstärken werden sich auf ganz wenige Motorenmuster begrenzen. Die notwendige Folge hiervon wird sein, daß zahlreiche in verschiedenen Werken gebaute Flugzeugmuster mit demselben Motorenmuster ausgerüstet werden. Dies wird gute Vergleichsmöglichkeiten zwischen den betroffenen

Digitized by Google

Flugzeugmustern bringen; es verhindert aber, daß die Flugzeuge den wirtschaftlichen Sonderwünschen des Verkehrs weitgehend angepaßt werden.

Die fast ausschlaggebende Bedeutung des wirtschaftlichen Flugmotors hat verschiedene Ursachen. Der Anschaffungswert des in Reihen gebauten Flugmotors hält etwa demjenigen des in Reihen gebauten Flugzeugs die Wage. Für die Gesamtbeschaffung eines Flugzeugs ist es deshalb erforderlich, daß die Herstellungskosten des Motors ebenfalls weitgehend herabgesetzt werden. Für den wirtschaftlichen Betrieb des Flugzeugs sind als Forderungen größte Betriebssicherheit, geringes Gewicht und sparsamster Betriebsmittelverbrauch zu stellen. Leider vermehren hohe Betriebssicherheit und guter Betriebsmittelverbrauch das Motorengewicht. Diese Vermehrung kann für Flugzeuge großen Flugbereichs von einer gewissen Flugzeit an, ausgeglichen, sogar von Vorteil sein; sie kann aber unbequem für Flugzeuge werden, deren Aufgabe es ist, kurze Strecken zu fliegen. Hier wird ein schlechter Betriebsmittelverbrauch zugunsten geringen Baugewichts in Kauf genommen werden können.

Ich will hier nicht auf diese Verhältnisse näher eingehen. Betonen möchte ich aber, daß ohne dauernde Förderung des Leichtmaschinenbaues nur begrenzte Fortschritte im Luftfahrwesen erwartet werden dürfen. Die heutige Luftfahrt hat sich auf der Entwicklung der Motoren aufgebaut und wird weiter auf sie angewiesen sein. Ich darf wohl die Hoffnung aussprechen, daß, wie es bisher schon geschehen ist, auch in Zukunft den Flug- und Luftschiffantriebsmaschinen diejenige Aufmerksamkeit an der Hochschule geschenkt wird, die ihrer Bedeutung für den Luftfahrzeugbau entspricht. Ich möchte für die sicher zuteil werdende Unterstützung in dieser Richtung herzlich danken.

Die Strömungslehre gibt dem Flugzeugbau die Unterlagen zur Gestaltung der Flugzeuge. Seitdem Otto Lilienthal die Erkenntnis der Luftkräfte des gewölbten Flügels in seiner heute noch gültigen Darstellungsweise gebracht hat, haben zahlreiche experimentelle und theoretische Untersuchungen die Zusammenhänge weiter geklärt und die Wege für den Flugzeugbau gewiesen. Wir erhalten immer tieferen Einblick in die Gesetze der Luftkräfte. Wir lernen die Verwertung nützlicher Eigenschaften und die Ausschaltung schädlicher Widerstände. Nach jahrelangem Tasten können die Flugzeuge heute auf Grund der gewonnenen wissenschaftlichen Erkenntnis zuverlässig gestaltet werden. Trotzdem sind oft zur Ergänzung die für den besonderen Fall passenden Festwerte zu suchen. Die aerodynamischen Versuchsanstalten geben die Möglichkeit, solche Werte am Modell zu finden und mit Berücksichtigung der Ähnlichkeitsgesetze in die Rechnung einzuführen. Mancher Irrweg wird durch sorgfältige Untersuchungen am Modell vermieden und mancher brauchbare Fingerzeig erkannt werden. Es ist also für den wirtschaftlichen Flugzeugbau im höchsten Maße wichtig, daß vor Ausführung eines Entwurfs aerodynamische Forschungsstellen befragt werden.

In Berlin besteht keine aerodynamische Forschungsanstalt. Die besondere Befähigung ihres ersten Leiters Prof. Dr. L. Prandtl und seiner Mitarbeiter, die gebotene Arbeitsteilung machten es natürlich, daß die aerodynamische Forschungsanstalt in Göttingen zu einem heute in der ganzen Welt angesehenen Institut ausgebaut wurde. Soweit nicht eigene Forschungsanstalten zur Verfügung stehen, arbeitet die deutsche Flugzeugindustrie insbesondere mit Göttingen. Wahrscheinlich wird bald der Nachteil empfunden werden, daß die Technische Hochschule zu Berlin nicht über eine ähnliche, dem wirtschaftlichen Flugzeugbau und der Entwicklung der Strömungslehre dienende Anlage verfügt. Solange die wirtschaftliche Not überall die größte Sparsamkeit zur Pflicht macht, ist es selbst verständlich, daß Wünsche nach solcher Selbständigkeit zurückgestellt und dafür Wege gesucht werden, mit dieser auswärtigen Anstalt in bester Fühlung zu bleiben.

Die experimentelle Aerodynamik gibt die Festwerte für die Rechnungsweisen der theoretischen Aerodynamik. Die weitere Entwicklung dieses Fachgebietes ist für den wirtschaftlichen Flugzeugbau von größter Bedeutung. Die Auswahl der erfolgversprechenden Flügelquerschnitte und Flügelabmessungen, die Erhaltung der notwendigen Stabilität durch entsprechende Anordnung und Bemessung der Leitwerke können nur mit den Hilfsmitteln der theoretischen Aerodynamik folgerichtig erfaßt werden. Umfangreiche Arbeiten sind hier schon geleistet. Große Aufgaben stehen noch bevor. Viele Rechnungen verlangen zu ihrer Bewältigung bestes mathematisches Rüstzeug.

Anfangs hoffte man, wirtschaftliche Flugzeuge durch Flügelquerschnitte geringer Stärke, welche allerdings eine äußere Verspannung mit schädlichen Widerständen verursachten, zu erreichen. Die bahnbrechenden Untersuchungen von Prof. Junkers brachten Flügelquerschnitte größerer Höhe, welche die Aufnahme des statischen Aufbaues im Flügelinnern ermöglichen. Trotz dieses unverkennbaren Vorteils können für die Wirtschaftlichkeit der verspannten Flugzeuge noch manche Punkte herausgeholt werden.

Fachunkundige Auftraggeber verlangen gerne die Bestwerte von Geschwindigkeit, Steigfähigkeit, Tragfähigkeit und Leistungsbedarf gemeinsam. Wie auch bei anderen Fahrzeugen lassen sich diese Forderungen nur getrennt erfüllen. Große Geschwindigkeit und gutes Steigvermögen können nur mit reichlich bemessener Motorenleistung erreicht werden. Hohe Zuladung schließt große Steigfähigkeit aus.

Verkehrsflugzeuge können mit Erfolg nur dann wirtschaftlich sein, wenn sie die Bedürfnisse der Strecken, auf welchen sie eingesetzt werden sollen, berücksichtigen. Steht der Luftverkehr im Wettbewerb mit häufig, pünktlich und schnellverkehrenden Eisenbahnen, so kann nur eine überlegene Geschwindigkeit zum Ziel führen. In wenigen Stunden müssen Strecken überwunden werden können, zu welchen die Eisenbahn den vollen Tag gebraucht. In Ländern, die neuzeitlichem Verkehr noch nicht erschlossen sind, oder bei Flügen über See, können dagegen Flugzeuge mit Schnellzugsgeschwindigkeit schon von hohem Vorteil sein. Sie vermögen den Vorteil der Geschwindigkeit mit demjenigen der Tragfähigkeit zu vereinigen. Große Flugzeuge sind bei gesicherter Regelmäßigkeit der Benutzung wirtschaftlicher als kleine. Im Interesse der Flugzeugentwicklung liegt es, wenn die Masse der Reisenden mehr Zutrauen zum Flugzeug gewinnt. Die durch mehrmotorige Flugzeuge gegebenen Sicherheiten können alsdann ausgenutzt werden.

Je mehr bei einem Flugzeug die für Abflug und Landung erforderlichen Strecken begrenzt werden können, desto kleinere Flächen sind für die Flughäfen erforderlich. Wenn man beachtet, daß die Flughäfen in der Nähe der Verkehrsmittelpunkte großer Städte liegen müssen, ist es verständlich, daß auf diese Leistungen der Flugzeuge besonderer Wert gelegt werden muß. Gewinne in dieser Richtung erhöhen die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs beträchtlich.

Die theoretischen Erwägungen über die Flugzeugleistungen und Eigenschaften können ohne ständige Nachprüfung am ausgeführten Flugzeug nicht bestehen. Ausgedehnte Probeflüge haben die vorhergegangenen theoretischen Erwägungen zu erhärten oder zu ergänzen. Diesem Zweig zur Entwicklung wirtschaftlicher Verkehrsflugzeuge wird noch ungenügende Beachtung geschenkt; entweder mangelt es den Flugzeugwerken an geeigneten Hilfsmitteln zur Prüfung, oder falsch verstandenes kaufmännisches Interesse verhindert die Ausführung dieser Prüfungen, die allein nur dem Erbauer mit Sicherheit sagen können, ob sein Werk gelungen ist. Wo neue Arbeiten anzusetzen haben, um begangene Fehler zu vermeiden und weitere Fortschritte zu erzielen. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof hat sich seit Jahren in den Dienst solcher Aufgaben gestellt. Die von ihr angewandten, größtenteils selbst ausgebildeten Meßverfahren suchen dem Stande der Technik zu folgen und werden dauernd vervollkommnet.

In den letzten Jahren hat eine praktische aerodynamische Forschungstätigkeit eingesetzt, die als erwünschte Zwischenstufe zwischen Modell und Flugzeug voller Größe angesehen werden kann. Diese Arbeiten sind von der Studentenschaft deutscher technischer Hochschulen ausgegangen und haben die Schaffung von Segelflugzeugen, d. h. Flugzeugen ohne eigene Antriebsanlage, zum Ziel. Ein Segelflugzeug kann beinahe ungehindert nach den besten aerodynamischen Grundsätzen gebaut werden. Neben der Geschicklichkeit der Führer bringt die überlegene Flugzeuggestaltung den Erfolg. Sie sind durch die von Studierenden der hiesigen Hochschule gehaltenen Vorträge über die ernsthafte Arbeit, welche in Deutschland durch den Herrn Reichspräsidenten besonders geehrt worden ist, und welche das Aufsehen der ganzen Welt auf sich gezogen hat, unterrichtet worden. Die theoretische und praktische Beschäftigung mit dem Segelflugzeug bringt den Studierenden fast alle aerodynamischen Aufgaben nahe, welchem beim Flugzeug mit eigenem Triebwerk gelöst werden müssen. Diese wissenschaftliche, auch der Entwicklung des wirtschaftlichen Verkehrsflugzeugs dienende Forschung ist ohne den jugendlichen Wagemut, der in den akademischen Fliegergruppen gepflegt wird, undenkbar. Die Bestrebungen der jungen an der Technischen Hochschule zu Berlin bestehenden Fliegergruppe verdienen deshalb eine tatkräftige Unterstützung seitens der Hochschule.

Großen Einfluß auf die Wirtschaftlichkeit von Flugzeugen haben die Luftschrauben. Je mehr die Theorie des idealen Antriebsstrahls erfüllt werden kann, desto größer ist der wirtschaft-

Digitized by Google

liche Erfolg. Leider stehen hier die Baubedingungen der Luftschrauben im Widerspruch zu denen der Motoren. Die Luftschrauben sind tunlichst mit großem Durchmesser und infolgedessen mit geringer Drehzahl zu bauen. Dadurch wachsen, gleiche Antriebsleistung vorausgesetzt, Drehmoment, Baugewicht sowie Abmessungen vieler, schädliche Widerstände erzeugende Flugzeugbauteile, insbesondere des Fahrgestells. Die Leichtmotoren verlangen ihrerseits zur Erzielung kleiner Baugewichte hohe Drehzahl. Die Zwischenschaltung eines ebenfalls Gewicht erforderlichen Getriebes ist die Aushilfe. Nur sorgfältige vergleichende Rechnung trifft hier das Richtige. Die Abänderung der Luftschraubenanlage hat manche unwirtschaftliche Bauart in Ordnung gebracht. Erfreulicherweise ist die richtig bemessene Luftschraube ein Bauteil, welcher in guten Fällen der theoretisch idealen Antriebsvorrichtung sehr nahe kommt. Gütegrade von etwas über $^9/_{10}$ dürfte nicht selten erreicht werden. Die Bestrebungen des Flugzeugbaues decken sich hier mit denjenigen des Schiffbaues. Welche große Beachtung dort den Antriebsschrauben entgegengebracht wird, zeigten die Verhandlungen der letzten Tagung der Schiffsbautechnischen Gesellschaft.

Das Verhalten des Triebwerks und die aerodynamischen Eigenschaften ergeben die wirtschaftliche Leistungsfähigkeit eines Verkehrsflugzeugs. Die zu seiner Herstellung gewählten Baustoffe und Bauverfahren bedingen die Wirtschaftlichkeit des Baues und der Lebensdauer.

Zu Beginn des Flugzeugbaues fanden solche Baustoffe Anwendung, die im allgemeinen Maschinenbau wegen ihrer Unzuverlässigkeit abgelehnt wurden. Erst neuerdings gelangten Legierungen von Leichtmetallen zur Einführung, die bewährten Bearbeitungsmethoden des Maschinenbaues zugänglich sind. Trotzdem ist es gelungen, aus Bambusstäben, geleimten Hölzern, Webstoffen in Verbindung mit Spannlacken, metallischen Beschlag- und Verspannungsteilen mit geringen Kosten Flugzeuge zu schaffen, die jahrelanger Benutzung standhielten. Die genannten Baustoffe lassen eine leichte Bearbeitung von Hand zu, bei welcher jedem Wunsche des Entwurfs leicht gefolgt werden kann. Allerdings darf nicht verkannt werden, daß erst eine eingehende Beschäftigung mit den Eigenarten dieser Baustoffe die richtige Anwendung im Flugzeug gebracht hat. Wenn z. B. deutsches Kiefernholz zu Flügelholmen hochbelasteter Flugzeuge benutzt werden soll, muß die Werkstatt die Behandlung des Holzes seit der Zeit des Fällens und während des Trocknens genau kennen. Größte Sorgfalt bei der Bearbeitung und Verleimung muß herrschen. Maßregeln zum Schutze gegen Witterungseinflüsse sind zu treffen. Geschieht das alles, so wird ein solcher mehrfach geleimter Holm ein zuverlässiges Bauelement. Ähnliches gilt von den zu Flügeln und Rumpfbespannung verwendeten Webstoffen. Auch hier ist die Behandlung, angefangen mit der Fasergewinnung, von größter Bedeutung. Als großer Vorzug der aus Holz gebauten Flugzeuge, wird die gute Ausbesserungsfähigkeit angeführt. Die Hilfsmittel zu solchen Arbeiten sind beinahe überall zu haben und machen das Flugzeug unabhängiger von eingerichteten Ersatzteillagern.

Solange Statistiken über die Benutzungsdauer der Flugzeuge fehlen und solange mit einer schnell eintretenden technischen Veraltung gerechnet werden muß, darf noch mit wirtschaftlich gebauten, in der Hauptsache aus verleimten Holz und aus Webstoffen hergestellten Flugzeugen gerechnet werden.

Das »Zeitalter des Leichtmetalls« fängt jedoch an, sich den ersten Platz im Flugzeugbau zu erobern. Die Beschaffung der Rohstoffe erfordert noch sehr hohe Aufwendungen; die Werkstattserfahrungen in ihrer Behandlung sind noch jung und ergänzungsbedürftig. Trotzdem sind die Vorzüge der Verwendung eines zuverlässigen Baustoffes und der nur Metallen eigentümlichen vielseitigen Bearbeitbarkeit derart bestechend, daß sicher dem Metallflugzeugbau die Zukunft gehören wird.

Flügel aus Metall sind gegen Gestaltsveränderung widerstandsfähiger als solche aus Holz. Die Austauschbarkeit der Teile untereinander ist besser gesichert. Flugzeuge aus Metall sind bei geeignetem Schutzanstrich wetterbeständig und können ohne Schaden tagelang im Freien untergebracht werden. Die Ausrüstung der Flughäfen mit Flugzeugschuppen kann infolgedessen auf die Hauptflugplätze eingeschränkt werden. Für die Verwendung in feuchten Ländern, namentlich in den Tropen, eignen sich Ganzmetallflugzeuge besonders. Für Flugzeuge aus Metall ist die Lebensdauer fast unbegrenzt. Diese Vorteile tragen dazu bei, daß dem Metallflugzeug seitens der Flugreisenden größeres Zutrauen entgegengebracht, und daß dadurch die Wirtschaftlichkeit dieser Flugzeuge gehoben werden wird.

Im Flugzeugbau ist es unerläßlich, daß alle eingebauten Roh- und Werkstoffe einer regelmäßigen und sorgfältigen Beschaffenheitsprüfung unterzogen werden. Viele Versuche wurden angestellt, um geeignete Wege zu ermitteln, die leider nur zu oft vorkommenden Unregelmäßigkeiten der nichtmetallischen Baustoffe sicher zu erkennen. Es ist nicht anzunehmen, daß hier wesentlich bessere Ergebnisse erzielt werden können. Die Überlegenheit der metallischen Baustoffe macht sich auch hier geltend. Aus den neuesten Erkenntnissen über den Aufbau der Metalle wissen wir, welch große Bedeutung der Gefügeuntersuchung der zum Bau gelangenden Metalle zukommt. Ich glaube, daß der Flugzeugbau sich zuerst die erkannten Methoden aneignen wird.

Die aerodynamischen Unterlagen ergeben die Kräfte auf das Flugzeug, die Roh- und Werkstoffuntersuchungen bringen die Auswahl der Baustoffe. Damit sind die Unterlagen zur Flugzeugfestigkeitsrechnung gegeben. Die Flugzeuge sind vielseitigen und verschieden wirkenden Einwirkungen ausgesetzt. Dem Statiker fällt die Aufgabe zu, die vorkommenden Belastungsfälle zu ordnen, die wichtigsten herauszugreifen, danach die inneren Kräfte des Flugzeuges zu verfolgen und das Tragwerk zu bemessen. Die ungünstigen Fälle dürfen nicht miteinander vereinigt werden. Geschähe dies, dann hätten die Flugzeuge bei zu hohem Baugewicht bei weitem ihre heutige Leistungsfähigkeit nicht erreicht. Alle Flugzeuge bauenden Länder sind bestrebt, neue Forschungsergebnisse über die Belastungsfälle der Flugzeuge im Betrieb zu gewinnen. Der deutsche Verkehrsflugzeugbau konnte sich bisher weitgehend auf die an Heeresflugzeugen gewonnenen Erfahrungen stützen. Die leichtgebauten Kriegsflugzeuge mußten im Gefecht umhergeworfen werden, eine Handhabung, wie sie Verkehrsflugzeugen nicht bevorstehen wird. Die in die statischen Rechnungen einzuführenden Lastvielfachen für Verkehrsflugzeuge können sich deshalb an diejenigen der Kriegsflugzeuge anlehnen, wenn man sich mit Sicherheit auf der zuverlässigen Seite bewegen will. Neuere von Dr.-Ing. Rohrbach ausgehende Bestrebungen, die Fluggeschwindigkeit durch Heraufsetzen der Abflug- und Landegeschwindigkeit zu erhöhen, verlangen allerdings besondere Überlegungen.

Zwecks größter Wirtschaftlichkeit müssen bei einem Flugzeug Gewichtsersparnisse erzielt werden. Die Festigkeitsrechnungen haben deshalb alle Möglichkeiten hierzu zu beachten. Infolge der vorangetriebenen Entwicklung während des Krieges wurden aus einfachen Rechnungsüberlegungen umfangreiche statische Abhandlungen. Der deutsche Flugzeugbau wurde in dieser Entwicklung von den besten unserer Statiker, an der Spitze Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Müller-Breslau, unterstützt. Das Tragwerk eines Flugzeugs ist so verwickelt, daß bei zahlreich angestellten Festigkeitsprüfungen festgestellt werden konnte, daß die in die Rechnung allein als tragend eingesetzten Träger häufig durch zahlreiche andere Teile unterstützt werden. Die Flugzeuge wurden dadurch fester und schwerer als erforderlich. Dies Verhalten zeigt, daß die Berechnungsverfahren noch weiter vervollkommnet werden müssen, um wirtschaftlich gebaute Flugzeuge zu erhalten.

Die Erforschung der Rohstoffe und die Entwicklung statischer Berechnungsverfahren haben an der Technischen Hochschule zu Berlin eine besondere Pflegestätte gefunden. Es sei mir gestattet, den Wunsch auszusprechen, daß auch einschlägige Aufgaben aus dem Flugzeugbau gestellt werden möchten. Ich bin davon überzeugt, daß die Einwirkung auf andere Fachgebiete nicht ausbleiben wird.

Ein wirtschaftlicher Luftfahrzeugbau ist ohne durchgebildete Normen undenkbar. Als während des Krieges Tausende von Flugzeugen monatlich gebaut wurden, sind unter dem Zwange der Verhältnisse in allen kriegführenden Ländern, Normungsausschüsse zusammengetreten. Die Gegner Deutschlands haben »Weltflugnormen« zusammengestellt, welche sich insbesondere mit der Vereinheitlichung von Rohstoffen befaßten. In Deutschland mußte man solcher Normungsarbeit weniger Beachtung schenken, da die Rohstoffknappheit zur Verwendung vieler wechselnder Ersatzstoffe zwang. Dafür bemühte man sich in Deutschland um die Normung der bei allen Flugzeugmustern fast regelmäßig wiederkehrenden Bauteile. Der Normenausschuß der deutschen Flugzeugindustrie, dessen Geschäfte von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt geführt worden sind, hat eine Reihe Normenblätter herausgebracht, die zur allgemeinen Einführung seitens der Heeresverwaltung in Aussicht genommen waren. Der Staat muß heute in Deutschland als Besteller ausfallen. Nur vom Reich unterstützte Luftverkehrsunternehmungen bestehen noch. Der Gedanke ist zwingend, daß diese Gesellschaften im Interesse der Wirtschaftlichkeit ihrer Betriebe nicht nur die in mühsamer Verhandlung ausgebildeten Normen bei sich einführen, sondern auch die Normungsarbeiten weiter fortsetzen. Der Zeitpunkt hierfür ist jetzt besonders günstig; da die Luftverkehrsgesellschaften ihre alten Bestände ehemaliger Kriegs-

Digitized by Google

flugzeuge abstoßen und neue Flugzeuge einstellen. Die bösen Erfahrungen mit dem Wirrwar zahlloser, demselben Zweck dienender Teile, welche die Heeresverwaltung machen mußte, sollten abschrecken und die verantwortlichen Stellen zu Beschlüssen in dieser Richtung veranlassen, ehe es zu spät ist.

Bei den kleinen Reihen gleicher Baumuster ist allerdings der Gewinn solcher Normen zunächst unbedeutend, er muß aber fühlbar werden, wenn die gegenseitigen Bindungen der neuerdings gemeinsamen Luftverkehr treibenden Luftverkehrsgesellschaften verschiedener Staaten weiter ausgebildet worden sind und die Zahl der in Dienst gestellten Flugzeuge größer geworden ist.

Die Beschaffung einzelner für den Flugzeugbau notwendigen Werkteile ist infolge der geringen Mengen sehr schwierig, fast unmöglich geworden. Es darf mit Bestimmtheit angenommen werden, daß eingeführte Normen hier helfend vermitteln werden.

Die Wirtschaftlichkeit der Flugzeuge im Betrieb ist von der Führung weitgehend abhängig. Bei keinem anderen Verkehrsmittel sind Reisende und Ladung derart der Geschicklichkeit und Zuverlässigkeit des Führers anvertraut wie beim Flugzeug. Die als wünschenswert erachteten Eigenschaften eines Flugzeugs liegen noch nicht fest. Die Ansichten der Führer gehen, wenn sie überhaupt in die Sprache der Technik übersetzt werden, auseinander. Hier ist noch viele Arbeit zu leisten, die nicht vom grünen Tisch aus erledigt werden kann. Sie wird technisch geschulten Führern, also insbesondere jungen Diplomingenieuren, die auf der Hochschule die Aufgaben des Flugzeugbaues kennengelernt haben, obliegen. Von der Eisenbahnverwaltung wird gefordert, daß die jungen Bauführer den praktischen Eisenbahndienst kennen gelernt haben. Zu der Vorbildung der Schiffbauingenieure gehört die seemännische Erfahrung. Für den Ingenieur des Flugzeugbaues ist die Betätigung im praktischen Flugdienst noch weit mehr unerläßlich. Den Studierenden des Flugzeugbaues müssen hierzu die Wege geebnet werden.

Die Hoffnung ist begründet, daß viele Flugzeugwerke und Luftverkehrsunternehmungen schon diese Notwendigkeit erkannt haben und sich bereit finden werden, dem technischen Nachwuchs das Fliegenlernen zu erleichtern. Bei den gewaltigen Kosten solcher Ausbildung müssen die Flugschüler selbst, sei es mit Beiträgen, sei es durch eigene Leistungen an der Herabsetzung der Schulungskosten helfen.

Der Hauptnachwuchs für den praktischen Flugdienst wird aus den Kreisen, die von der Pike auf gedient haben, zu erwarten sein. Diese Männer verfügen wohl über große praktische Erfahrungen, aber nicht über Kenntnisse, die dem »Luftkapitän« notwendig sein werden.

Die Aushändigung eines Führerscheins für Verkehrsflugzeuge wird aber in Zukunft nicht nur an den Nachweis der Beherrschung des Flugzeugs sondern auch an Kenntnisse in der Navigierung, den Verkehrsvorschriften mit dem Ausland, in Funktelegraphie usw. gebunden sein.

Ich kann mir denken, daß Studenten deutscher Hochschulen sich an der theoretischen Ausbildung der aus dem Handwerkerstande stammenden Flugschüler beteiligen und sich auf diese Weise Freistellen zu ihrer eigenen Ausbildung im Fliegen verdienen werden. Die Anlehnung einer solchen Luftmannsschule an den Unterricht unserer Technischen Hochschule scheint mir gegeben. Viele gemeinsame Lehrmittel und die für erfolgreiche Ausbildung erforderliche Zusammenarbeit wären vorhanden.

Anläßlich der Internationalen Luftfahrt-Ausstellung in Gotenburg, Ende Juli—Anfang August dieses Jahres soll auch ein Wettbewerb der Verkehrsflugzeuge stattfinden. Der Wettbewerb soll, soweit dies in wenig Tagen überhaupt möglich, auch einen Vergleich der Wirtschaftlichkeit der Flugzeuge ergeben. Zum erstenmal werden dort, dank der schwedischen Gastfreundschaft, deutsche Flugzeuge mit ausländischen in friedlichen Wettbewerb treten. Auf die Ergebnisse dieser Ausstellung und ihres Wettbewerbs dürfen wir gespannt sein.

Sie haben an den zahlreichen inländischen und ausländischen Flugzeugen, die ich Ihnen im Lichtbild gezeigt habe, gesehen, daß die deutschen Flugzeuge den ausländischen Erzeugnissen in ihrer Gestaltung mindestens ebenbürtig sind. Die uns auferlegten Fesseln in der Flugzeuggröße und ihren Leistungen sind drückend. Wir haben noch keine Veranlassung deshalb kleinmütig zu werden. Mit dem aufrichtigen Wunsche, daß wir im Bau an wirtschaftlichen Verkehrsflugzeugen auch in Zukunft wettbewerbsfähig bleiben möchten, und daß bei dieser Arbeit der Unterricht und die Forschung der Technischen Hochschule Berlin sich förderlich erweisen möchten, lassen Sie mich meinen Vortrag schließen.

Neue Fortschritte im Flugzeugbau.

Von R. Otte.

Für denjenigen Konstrukteur, der mit der Entwicklung des Flugzeugbaues während der letzten Jahre mitgegangen ist, dürfte es außer Frage stehen, daß er der Gesamtkonstruktion seiner Entwürfe das Prinzip des freitragenden Eindeckers zugrunde legen wird. Mit dieser bekanntlich von Deutschland zuerst aufgenommenen Bauart scheint sich der heutige Flugzeugbau in der Tat seiner Endlösung zu nähern; eine noch einfachere und hinsichtlich des aerodynamischen, also auch wirtschaftlichen Wirkungsgrades noch günstigere Gesamtformgebung ist grundsätzlich wohl nicht mehr möglich.

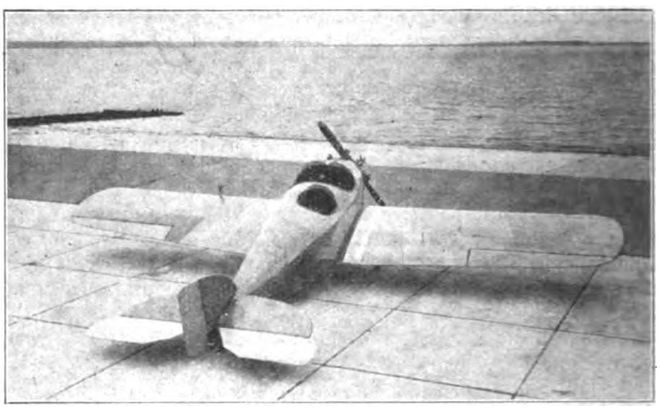


Abb. 1. Heinkel H. E. 3-Eindecker.

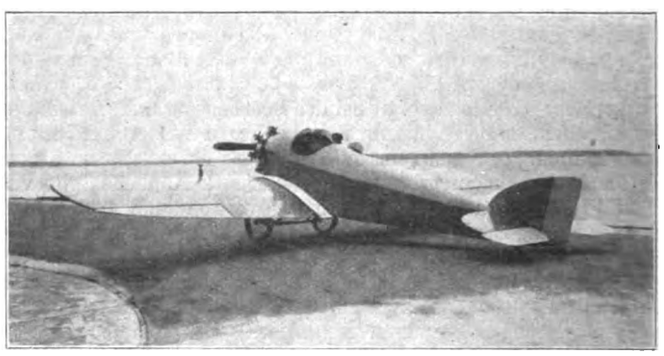


Abb. 2. Heinkel H. E. 3-Eindecker als Landflugzeug.

Wenn somit die Endlösung des heutigen Flugzeugbaues in Form des freitragenden Eindeckers gefunden ist, so wird die Flugtechnik deshalb keineswegs stehen bleiben. Die Fragen, ob Hoch- oder Tiefdecker, Schwimmerflugzeug oder Flugboot, Metall oder Holz, zentrale oder dezentrale Motorenanlage, Luftschraube oder Turbine und noch viele andere Fragen sind bisher noch keineswegs auf eine allgemeingültige Endformel gebracht worden.

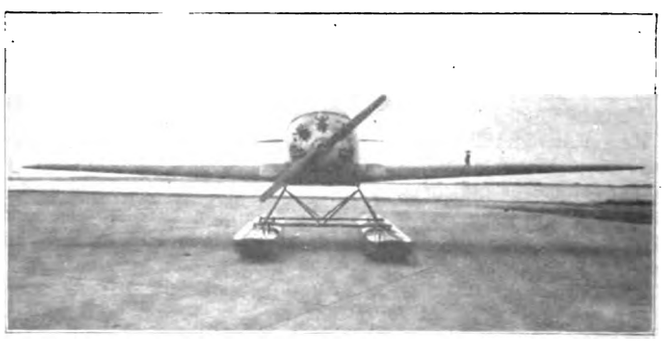


Abb. 3. Heinkel-Eindecker, Muster H. E. 3, als Wasserflugzeug.

Neben diesen Hauptlinien ist jedoch auch die Entwicklung der Einzelkonstruktion von großer Bedeutung. Dieses Gebiet wurde bisher ziemlich vernachlässigt. Es erklärt sich dies daraus, daß es zumal

Digitized by Google

dem Kriegsflugzeug-Konstrukteur ausschließlich darauf ankam, ein Maximum reiner Flugleistung zu erzielen. Probleme der Zellenverstrebung, Profilgebung, Rumpfform und anderes beschäftigten ihn derart, daß die Einzelheiten hierüber vernachlässigt wurden. Erst jetzt, nachdem diese Probleme als gelöst betrachtet werden dürfen, findet er Zeit, sich auch der Vervollkommnung der Einzelteile anzunehmen.

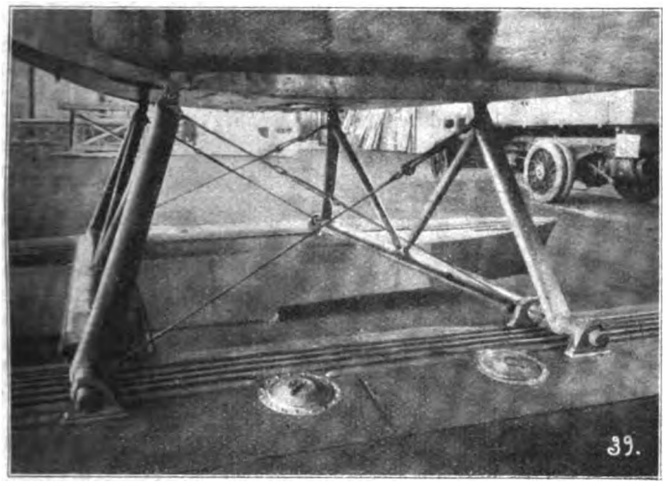


Abb. 4. Schwimmergestell des Heinkel-Eindeckers. — Zum vollständigen Abrüsten der Schwimmer einschließlich der Schwimmerstreben genügt das Öffnen der beiden, auf der Abbildung erkennbaren Karabiner-Spannschlösser.

Als ein interessantes Beispiel der Einzelteilverbesserung im Flugzeugbau darf das kürzlich herausgebrachte Heinkel-Flugzeug, Muster H. E. 3, dessen Gesamtkonstruktion aus den Abb. 1—3 u. 6 ersichtlich ist, angesehen werden. Der Konstrukteur, Ernst Heinkel, ging bei dem Entwurf dieses Typs neben dem Ziel, ein Maximum an Flugleistung zu erreichen, von dem Grundgedanken aus, das Ab-

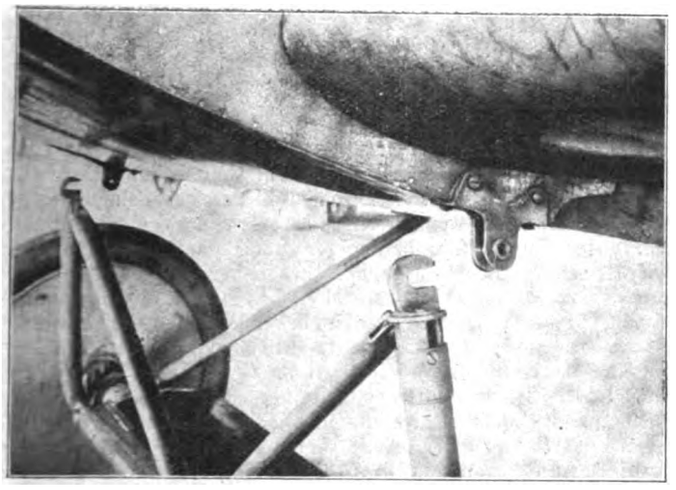


Abb. 5. Landfahrgestell des Heinkel-Eindeckers. — Nach Einführen der Haken in die Rumpfbeschläge erfolgt die endgültige Befestigung durch eine geringe Drehung und Verschiebung der gekordelten Hülsen, worauf die Haken durch Sperrstifte gesichert werden.

und Aufrüsten aller Einzelteile, im besonderen der Tragflügel sowie des Fahr- bzw. Schwimmgestells, in der einfachsten Weis- und mit geringster Arbeitsleistung zu ermöglichen. In diesem Bestreben ging er so weit, daß er die Verwendung irgendwelcher Werkzeuge, z. B. um die Tragdecks an- oder abzumontieren, entbehrlich machte. Die konstruktiven Lösungen, die er hier fand, sind in vieler Hinsicht höchst beachtenswert.

Um gleich bei der Tragdeckbefestigung zu bleiben, so wurde diese, wie auch aus Abb. 7 hervorgeht, in folgender Weise ausgeführt: Das Tragdeck selbst ist geteilt. Beide Hälften besitzen keilförmig abgeschnittene Holmverlängerungen von Rumpfbreite. Diese Holmverlängerungen legen sich, sobald sie von links bzw. rechts in entsprechende Rumpftunnels hineingeschoben werden, übereinander und ergänzen sich somit zu vollen Holmen größter Querschnitte. Eine besondere, durch Drehen eines von der Unterseite des Rumpfes zugänglichen Handrades in Tätigkeit gesetzte Festspannvorrichtung preßt je zwei Holmverlängerungen fest aneinander bzw. löst sie wieder voneinander. Der Vorteil dieser Bauart besteht zunächst darin, daß zum Auf- und Abrüsten des Tragdecks — wie schon angedeutet — weder irgendwelche Werkzeuge notwendig sind, noch Bolzen, Verschraubungen, Stifte oder Splinte befestigt bzw. gelöst zu werden brauchen. Ein weiterer Vorteil bietet die Kürze der Zeit, in der die Tragdecks vollständig angesetzt oder abgenommen werden können. Dies wird in nur 24 bzw. 27 Sekunden mit Hilfe von 4—6 Mann ausgeführt.

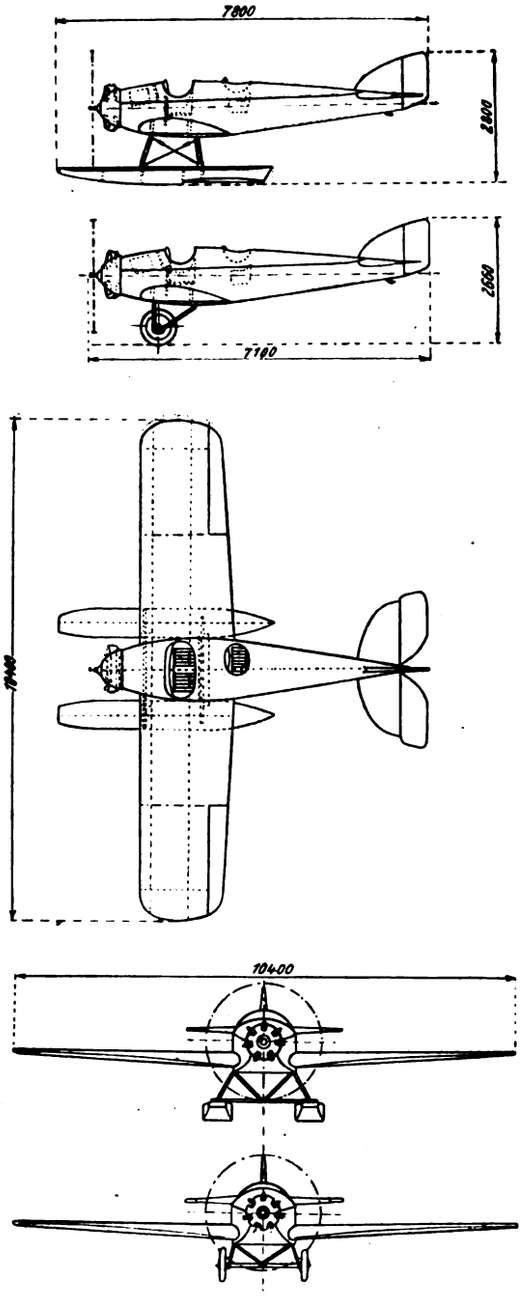


Abb. 6. Heinkel-Eindecker, Muster H. E. 3, in drei Ansichten als Wasser- und Landflugzeug.

Nach ähnlichem Prinzip ist auch die Anbringung der Untergestelle, und zwar mit besonderer Rücksicht auf eine schnelle und leichte Auswechselbarkeit von Fahr- und Schwimmgestell erfolgt. Das im einzelnen in normaler Bauart ausgeführte Landfahrgestell besitzt an den oberen Endpunkten je einen gleichfalls patentierten Endkopf, von denen einer auf Abb. 5 gut zu erkennen ist. Nachdem der dort sichtbare Haken in den Rumpfbeschlag eingeführt ist, genügt eine geringe Drehung der gekordelten Hülse, um diese, da sie unter Federkraft steht, nach oben schnellen zu lassen. Gleichzeitig schließt ein Sperrstift den Haken nach oben ab. Das Abnehmen des Landfahrgestells erfolgt sinngemäß in umgekehrter Reihenfolge. Da dieser Vorgang denkbar einfach ist, läßt sich das An- und Abmontieren des Landfahrgestells in nur 30 s ausführen.

Digitized by Google

Für die Anbringung des Schwimmgestells dienen zwar die gleichen Rumpfbeschläge, doch ist dessen Befestigungsart eine andere. Wie aus Abb. 4 hervorgeht, legen sich die Horizontalstreben des Schwimmergestells in entsprechende, auf den Schwimmern angebrachte Haken, während sich die nach oben laufenden Streben mit ihren gleichfalls hakenförmigen Enden in die Rumpfbeschläge legen. Zum Festspannen des ganzen Systems dienen dann lediglich je zwei in den Seitenebenen des Schwimmgestells angebrachte Seilauskreuzungen. Soll nun das Schwimmgestell abmontiert werden, so genügt das Öffnen der beiden auf der Abbildung erkennbaren, mit selbsttätiger Sicherung versehenen Karabinerspannschlösser, worauf sich die vordere sowie hintere Strebenebene sowohl aus den Rumpfbeschlägen wie auch aus den Schwimmerhaken ohne weiteres herausnehmen läßt. Dieser Vorgang dauert, von nur zwei Mann ausgeführt, nur 10 s. Das Wiederaufrüsten ist in der gleichen Zeit möglich.

In ebenso einfacher Weise und ebenfalls ohne Zuhilfenahme irgendwelcher Werkzeuge erfolgt ferner auch der Ein- und Ausbau der Doppelsteuerung, da das Flugzeug im besonderen für Land- und Seefliegerausbildung gebaut wird. Selbst das Abnehmen eines auf dem Tragdeck angebrachten Schalenkreuz-Windmessers kann mit einer Hand und mit einem Griff ausgeführt werden.

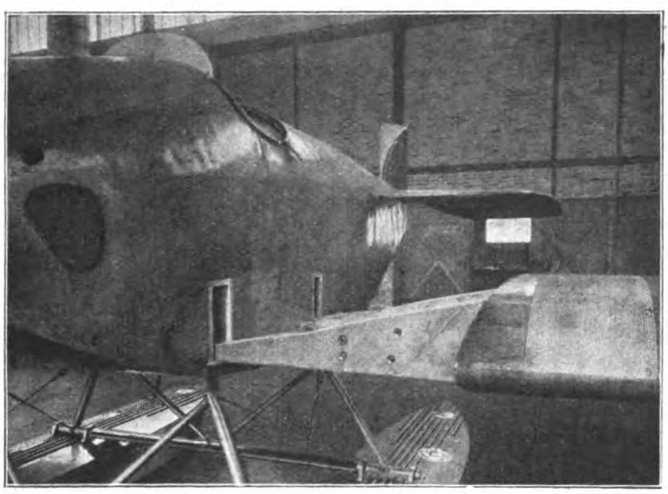


Abb. 7. Das rechte Tragdeck des Heinkel-Eindeckers vor dem Anbringen am Rumpf.

Um zum Schluß eine kurze Allgemeinbeschreibung des neuen Heinkel-Flugzeuges zu geben, so sei erwähnt, daß es eine reine Holzkonstruktion darstellt. Nur die höher beanspruchten Teile, wie Steuerorgane, Untergestellstreben und sämtliche Beschläge sind aus Chromnickelstahl hergestellt. Für weniger beanspruchte Teile wurde weitgehendster Gebrauch von Duralumin gemacht. Als Antriebskraft dient entweder der 80 oder der 110 PS-Siemens-Motor. Dieser wird nach vorn durch eine halbkugelförmige Blechhaube, die nur die Zylinderköpfe freiläßt, abgedeckt. Hinter dem Motor befindet sich eine vollkommen feuersichere Schottwand.

Bezüglich Flugleistungen und Hauptabmessungen gibt die Firma Ernst Heinkel, Flugzeugwerke, Warnemünde, folgende Zahlen an:

Spannweite		10,4 m
Gesamtlänge	Wasserflugzeug	7,8 »
	Landflugzeug	7,1 »
Gesamthöhe	Wasserflugzeug	2,8 »
	Landflugzeug	2,6 »
Leergewicht	Wasserflugzeug	520 kg
	Landflugzeug	480 »
Nutzlast		320 »
Vollast	Wasserflugzeug	840 »
	Landflugzeug	800 »
Motor 80 oder 110 PS-Siemens (luftgekühlter Sternmotor).		
Geschwindigkeit		135/150 km/h
Steigzeit		1000 m in 7 bzw. 5,5 min
Flugbereich		600/620 km
Flächenbelastung	Wasserflugzeug	49 kg/m²
	Landflugzeug	46,5 »
Leistungsbelastung	Wasserflugzeug	10,5 kg/PS
	Landflugzeug	10 »

Ein neuer Flugzeug-Meteorograph.

Von Albert Wigand und Heinrich Koppe.

I. Einleitung.

1. Unter dem Druck der feindlichen Begriffsbestimmungen für die deutsche Friedensluftfahrt sind unsere Flugtechniker mehr denn je gezwungen, nur ganz hochwertige Luftfahrzeuge zu züchten. Die aerodynamischen Erkenntnisse und praktischen Vorversuche, die Erfahrungen der Statik und der Materialkunde bilden gewissermaßen Seele und Rückgrat jedes neuen Luftfahrzeuges. Inwieweit die so erstandene Schöpfung aber den Erwartungen und zu stellenden Anforderungen tatsächlich entspricht, können nur die praktischen Flugleistungsbestimmungen zeigen. Diesen wird daher, abgesehen von den behördlichen Vorschriften, von allen Flugtechnikern eine immer höhere Bedeutung beigemessen.

Da jede Flugleistung abhängig ist von dem jeweiligen, sehr veränderlichen meteorologischen Zustande der Atmosphäre, muß die Aerologie nicht nur dem praktischen Luftfahrer, sondern auch dem Flugtechniker notwendiges Rüstzeug zur Verfügung stellen. Theoretisch ist diese Arbeitsgemeinschaft bereits seit langem durch die Beziehung aller Steigleistungen auf den »Normaltag« begründet worden. Was die praktischen Meßverfahren zur Bestimmung des Bezugsmittels, der Luftdichte, anbetrifft, so versuchten die Flugtechniker zunächst eigene Wege zu gehen. Diese Versuche gipfelten nach den mehr oder weniger unbefriedigenden Ergebnissen mit einzelnen Druck-, Temperatur- und Fahrtwindschreibern oder mit zusammengefügten Mehrfachschreibern in der Ausschreibung des Rumplerpreises[1]). Der Wunsch, ein die Luftdichte unmittelbar aufzeichnendes Gerät in Verbindung mit einem Statoskop zu erhalten, ist bekanntlich nicht erfüllt worden[2]).

2. Damit ist den aerophysikalischen Meßverfahren, die sich schon länger der Motorluftfahrzeuge als wichtiger Forschungsmittel bedienen[3]), ihre Bedeutung für die Flugtechnik gesichert. K. Wegener[4]), dessen Ausführungen wir uns sonst nicht restlos anschließen können, faßt seinen Aufsatz über Flugleistungsbestimmung in dem Satz zusammen: »Damit ist die Bestimmung der Gipfelhöhe, der Steiggeschwindigkeit und der Geschwindigkeit auf einen einfachen aerologischen Aufstieg zurückgeführt.«

Jedenfalls ist der Meteorograph, der zunächst als rein aerologisches Meßgerät für Drachen sowie für gefesselte und freifliegende Ballone gebaut wurde (Marvin-Bunge, Kleinschmidt-Bosch, Hergesell, Assmann), zur praktischen Flugleistungsbestimmung bis auf weiteres unentbehrlich[5]). Natürlich wird er sich den besonderen Betriebsbedingungen des Motorluftfahrzeuges weitgehendst anpassen müssen. Wenngleich auch unter Anwendung besonderer Vorsichtsmaßregeln mit den üblichen Drachenmeteorographen brauchbare Ergebnisse erzielt worden sind, so müssen solche Messungen doch für einwandfreie Leistungsbestimmungen als unzulänglicher Behelf angesehen werden. Diese Überlegungen führten bereits 1918 zum Bau eines besonderen Meteorographen für Flugzeuge, der in seinen Anfängen auf eine Konstruktion zurückging, die beim Luftschiffbau Zeppelin in Friedrichshafen von den Herren Habermehl und Schönefeld in Angriff genommen wurde. Dieses Gerät, das in Anlehnung an den Drachenmeteorographen von Kleinschmidt-Bosch entwickelt wurde, sich aber durch windschnittige Form und widerstandsfähigeren Aufbau auszeichnete, ist seinerzeit ausführlich beschrieben worden[6]).

3. Die Erfahrungen, die mit diesem ersten Flugzeugmeteorographen sowie mit den älteren Drachenmeteorographen bei den in Halle begonnenen und in Adlershof fortgeführten wissenschaftlichen Flugzeugaufstiegen gewonnen wurden, sind das Ergebnis systematischer Untersuchungen über die Anpassung und Verwendungsmöglichkeit von Meteorographen für Motorluftfahrzeuge.

---

[1]) Luftweg, Jahrg. 1920, Nr. 3.

[2]) H. Koppe, Über den Rumplerpreis-Wettbewerb, ZFM 1922, S. 33.

[3]) A. Wigand, Die Naturwissenschaften 7, S. 487, 1919. »Luftfahrt« 1920, Heft 1/2, S. 8; ZFM 1921, Beiheft 4, S. 43; H. Koppe, Ill. Flugwelt 1, 1919, Heft 9.

[4]) K. Wegener, ZFM 1922, S. 135.

[5]) Dies wurde zuerst betont von A. Wigand, Die Naturwissenschaften 7, S. 487, 1919; ZFM 1921, Beiheft 4, S. 52; vgl. auch H. Koppe, ZFM 1922, S. 39.

[6]) A. Wigand, Beitr. z. Physik d. fr. Atm. 9, S. 137, 1920/21; ZFM 1921, Beiheft 4, S. 49.

Digitized by Google

Hieraus haben sich dann, in Verbindung mit theoretischen Überlegungen und mit Verwendung der Fortschritte des Luftfahrzeug-Meßgerätebaues, bestimmte leitende Gesichtspunkte ergeben, die für die vollkommene Neukonstruktion des Flugzeug-meteorographen maßgebend gewesen sind.

Diese grundsätzlichen Erwägungen sind folgende:

1. Zur Leistungsbestimmung von Motorluftfahrzeugen wie auch in der aerologischen Forschung werden die gleichen physikalischen Daten — Luftdruck, Lufttemperatur, Luftfeuchtigkeit und Wind (bzw. Staudruck) — in ihrer gegenseitigen Beziehung und in ihrem zeitlichen Verlauf ermittelt.

2. Diese Beobachtungen können zwar durch persönliche Ablesung von einzelnen Meßgeräten gewonnen werden; es erscheint aber zweckmäßig, zur Raum-, Gewichts- und Luftwiderstandsersparnis diese Meßgeräte zu einem Sammelgerät zu vereinigen und für selbsttätige Aufzeichnung der Beobachtungen zu sorgen.

3. Ein solches Sammelmeßgerät muß in seinem äußeren und inneren Aufbau den im Motorluftfahrzeug herrschenden besonderen Betriebsbedingungen in jeder möglichen Weise angepaßt werden.

4. Der Luftwiderstand des Gerätes und seiner Befestigungsvorrichtung am Luftfahrzeug muß besonders klein gehalten werden, damit die Leistungseinbuße des Luftfahrzeugs möglichst gering bleibt und das Meßgerät ruhig im Fahrtwinde liegt.

5. Im inneren Aufbau ist möglichst vollkommener Massenausgleich aller messenden, übertragenden und aufzeichnenden Teile, also Unempfindlichkeit gegen Neigung und Beschleunigungen jeder Art zu fordern. Nur so läßt es sich erreichen, daß die Registrierkurven auch bei starken Erschütterungen nicht gestört und ohne Verbreiterung scharf gezeichnet sind. Eigenschwingungen von Teilen, deren Massenausgleich nicht vollkommen durchführbar ist, müssen besonders gedämpft werden.

6. Jeder tote Gang, Achsen- und Zahnluft sind peinlichst zu vermeiden oder aber durch Gegenfedern aufzuheben.

7. Achsen- und Lagerreibung müssen gering gehalten werden; bei starken Temperaturänderungen dürfen keine Klemmungen erfolgen.

8. Schrauben und andere Verbindungen, die sich von selbst lösen könnten, sind zu vermeiden oder aber zu sichern.

9. Die empfindlichen Teile der Meßvorrichtung sind im Innern des Gehäuses hinreichend vor mechanischer Verletzung, Niederschlägen und Verunreinigung durch Staub zu schützen.

10. Die schnellen senkrechten und wagrechten Ortsveränderungen eines Luftfahrzeuges verlangen höchste Meßempfindlichkeit bei genügender Einstellkraft sowie geringste Trägheit und Nachwirkung aller Meßorgane.

11. Der Meßbereich und der Skalenwert (Größe des Ausschlages bei bestimmter Zustandsänderung) sollen innerhalb der natürlich bedingten Grenzen leicht veränderlich und einstellbar sein.

12. Die durch das Luftfahrzeug oder das Meßgerät selbst hervorgerufenen Störungen von Luftdruck, Luftgeschwindigkeit und Lufttemperatur dürfen keinen Einfluß auf die Meßangaben haben.

13. Große Widerstandsfähigkeit gegen starke mechanische Beanspruchung durch Erschütterungen, im Flugzeuge besonders beim Rollen auf dem Boden, durch kräftigen mechanischen Aufbau ist zu fordern.

14. Im allgemeinen soll das Gerät einfach, derb und übersichtlich, dadurch betriebssicher, in seiner praktischen Handhabung bequem und leicht auswertbar sein.

Der auf Grund der vorstehenden Überlegungen entstandene neue Flugzeugmeteorograph, bei dessen werkstattechnischer Durchbildung wieder Herr Schönefeld behilflich war, weicht so gänzlich von dem bisher üblichen Aufbau ab und weist auch sonst eigenartige und konstruktiv bemerkenswerte Einzelheiten auf, daß im folgenden näher darauf eingegangen werden soll. Das Gerät ist in mehreren Einzelausführungen von den Feinmechanikern B. Bunge, Berlin-Lichterfelde, und O. Nordmann, Halle a. S., hergestellt und durch Versuche im Windkanal und bei Flügen mit den Halleschen Universitätsflugzeugen in Adlershof erprobt worden.

II. Beschreibung des Flugzeug-Meteorographen.

1. Was den allgemeinen Aufbau des Gerätes betrifft, so wurde auf größte Widerstandsfähigkeit bei geringstem Luftwiderstand und niedrigem Gewicht besonderer Wert gelegt. Demgemäß wurde ein festes, einheitliches Grundgerüst durch ein abnehmbares, windschnittiges und rotationssymmetrisches Gehäuse verkleidet. Auch im Innern wurde den dem Luftstrom ausgesetzten Teilen möglichst günstige Widerstandsform gegeben. Als Baustoff kam vorwiegend Aluminium in Frage. Abb. 1 zeigt eine schematische Skizze, Abb. 2 die halb von oben genommene Ansicht nach Abnahme des mittleren und hinteren Gehäuseteils.

Zwei starke, durch Rohre und Streben fest miteinander verbundene Trägerplatten *P* bilden das Grundgerüst für die Anbringung aller Innenteile und des Gehäuses. Zwischen den beiden Platten ist die doppeltgelagerte Uhrtrommel *Tr* angeordnet; sie dient zugleich als Hauptlüftungsrohr. Der Luftstrom tritt vorn (links) in das Innere des Gehäuses ein, treibt zunächst das ganz vorn befindliche Flügelradanemometer *A*, bespült sodann das dicht dahinter sitzende spiralige Bimetallthermometer *T* und verläßt das Gehäuse hinten (rechts), nachdem er durch den inneren Trommelraum und an dem windschnittig verkleideten Uhrwerk *U* vorbeigestrichen ist. Bei einer anderen Ausführungsform ist (abweichend von den Abb.) das Uhrwerk außerhalb des Luftstromes nach der Seite verlegt; dadurch wird der Luftwiderstand im Inneren verringert und die Trommel allein ohne das Uhrwerk herausnehmbar. Das Dosenaneroid *B* (Seitenansicht) ist unterhalb der Trommel angeordnet. Das Haarhygrometer *H* befindet sich in einem besonderen Ventilationsrohr, welches parallel der Trommel seitlich angeordnet ist und eine besondere Luftzuführung von außenher besitzt.

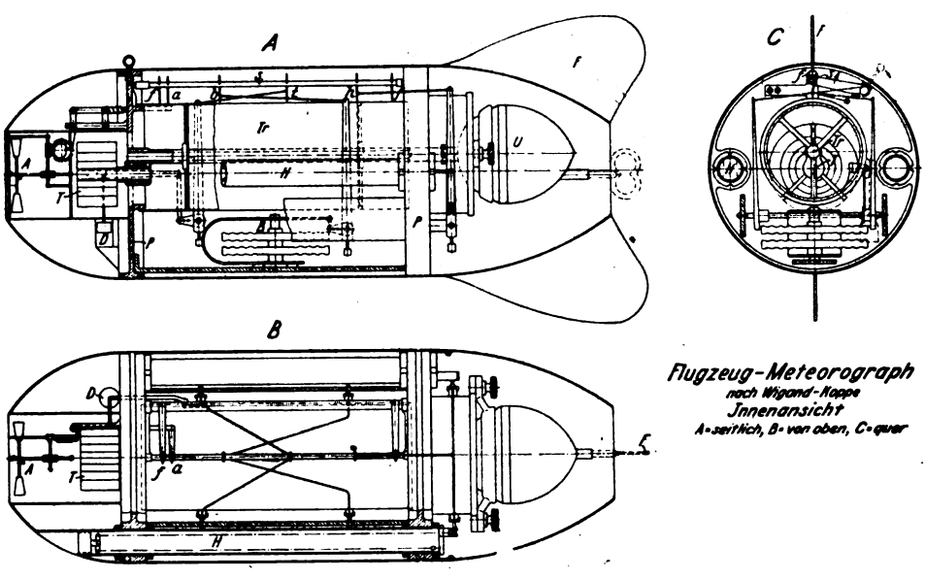


Abb. 1.

Die Hebelwerke haben doppeltgelagerte, lange Achsen; sie greifen mit zwei gleichlangen Armen von unten um die Uhrtrommel herum und liegen mit doppeltgeführten Schreibstahlspitzen oben auf der Trommel auf. Die Aufzeichnungen erfolgen auf berußtem Glanzpapier, da Tintenaufzeichnung im Luftfahrzeug wegen Verspritzens und Verschmierens ungeeignet ist, und sind durch ein breites Zellonfenster von außen sichtbar. Alle Übertragungen sind, soweit sie nicht symmetrisch ausgeführt werden konnten, sorgfältig ausgewuchtet. Die Schreibhebelführung aller Meßorgane ist geradlinig. Dies hat den besonderen Vorzug, daß die zeitlich zusammengehörigen Werte der verschiedenen Aufzeichnungen senkrecht übereinander stehen. Die geradlinige Schreibhebelführung ergibt sich ohne besondere umständliche Maßnahmen aus der einfachen Anordnung des Hebelwerkes. Sie macht die Auswertung der Aufzeichnungen genauer und bequemer im Vergleich mit den sonst üblichen bogenförmigen Führungen der Schreibhebel an Meteorographen und anderen selbstaufzeichnenden Geräten.

Das Blechgehäuse ist dreiteilig. Der hintere und mittlere Teil sind durch Lösen eines Bajonettverschlusses leicht abnehmbar, so daß alle inneren Teile leicht zugänglich sind; der vordere Gehäuseteil kann nach Lösung von drei Schrauben abgenommen

Digitized by Google

werden. Nach Abnahme des hinteren Gehäusestückes läßt sich die Uhrtrommel mit dem Triebwerk leicht nach hinten herausziehen. Infolge der doppelten Lagerung und Achsenführung ist eine Beschädigung der empfindlichen Rußschicht beim Herausziehen der Trommel ausgeschlossen. Zwei am Schwanzende vertikal angeordnete Leitflossen F gewährleisten eine ruhige Lage des Gerätes im Winde und beim Fluge. Die Länge des Meteorographen beträgt 42 cm bei einem Durchmesser von 15 cm, sein Gewicht 2 kg.

2. Die Aneroiddosen des Barographen entsprechen den neuzeitlichen Anforderungen[1]). Es sind große Dosen verwendet worden, von geringer elastischer Nachwirkung und Hysterese; die Steifigkeit ist so, daß die Dosen selbst nicht vibrieren können. Die Temperaturkompensation der Dosen durch Luftfüllung ist auf Hochflüge eingestellt, d. h. so bemessen, daß die entsprechende Berichtigung für die derzeitigen Gipfelhöhen der Flugzeuge ver-

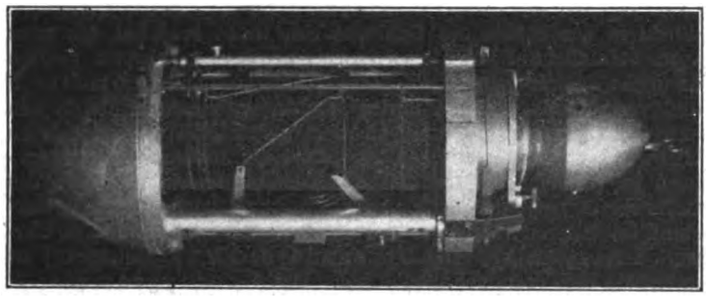


Abb. 2.

schwindend klein wird. Beide Aneroidfehler, der elastische wie der thermische, können, wie sich gezeigt hat, durch richtige Formgebung und sorgfältige Herstellung der Dosen in sehr kleinen Grenzen gehalten werden. Die neuerdings unternommenen Maßnahmen, diese Fehler gänzlich zu beseitigen, sind durchaus als aussichtsreich zu betrachten.

Die Aneroiddosen, die auf kräftigen Streben zwischen den beiden Trägerplatten befestigt sind, befinden sich an dieser Stelle zwar außerhalb des Hauptlüftungsrohres, sie werden aber dauernd von einem Nebenluftstrom bespült, der durch Löcher in den Trägerplatten hindurch geht. Außerdem befinden sie sich sehr nahe an der vom starken freien Fahrtwind bestrichenen und durch Strahlung nicht erwärmten Unterseite des Gehäuses einerseits, dem Haupt-

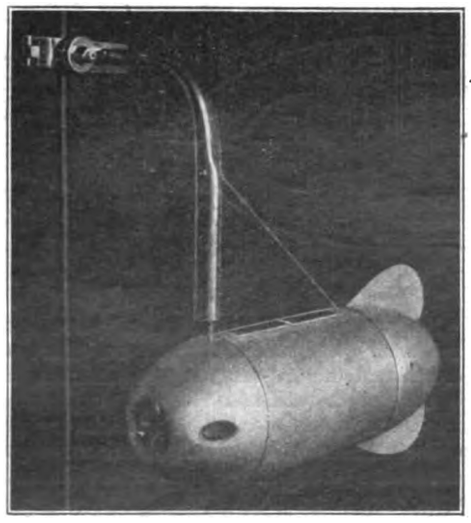


Abb. 3.

lüftungsrohr andrerseits. Die Temperatur der Dosen wird daher im ungünstigsten Falle schwerlich um mehr als einen Grad von der gleichzeitigen Angabe des Thermographen abweichen können, was zur genauen Berichtigung des angezeigten Luftdruckes bei weitem ausreicht.

Der Frage einer möglichen Druckstörung im Inneren des Meteorographen infolge von Stau- oder Saugwirkung durch den kräftigen Fahrtwind wurde besondere Aufmerksamkeit gewidmet. Dahin gehende Versuche im künstlichen Luftstrom bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten von 10 bis 40 m/s ergaben keinen merklichen Ausschlag des Barographen. Das Gerät zeigt also den statischen Luftdruck unabhängig vom Vorhandensein eines Luftstromes richtig an.

Eine Veränderung der Meßempfindlichkeit des Barographen und des absoluten Standes seiner Schreibspitze kann durch entsprechendes Verstellen der Hebelübertragung erzielt werden.

3. Als Thermograph dient ein spiralig gebogenes, vernickeltes Bimetallband, das aus längs der Bandflächen nach besonderem Verfahren zusammengefügten Nickelstahl- und Messingstreifen besteht. Mit Rücksicht auf die im Flugzeug vorkommenden Erschütterungen und Stöße ist es ziemlich kräftig und steif gehalten. Die Mittelachse der Spirale ist auf der vorderen Trägerplatte drehbar angeordnet, so daß die Absoluteinstellung veränderlich bleibt; die Meßempfindlichkeit läßt sich an der Hebelübertragung verändern. Die Spirale ist gegen ihren zentralen Halter und das Hebelwerk durch Glimmer thermisch isoliert. Das freie Ende der mehrgängigen Spirale bewegt sich bei Temperaturänderungen nahezu geradlinig. Etwa möglichen Eigenschwingungen ist durch eine besondere Luftdämpfung D begegnet worden.

Der Luftstrom durchstreicht die Thermometerspirale axial in der Richtung ihres geringsten Widerstandes parallel den Bandflächen, deren Kanten abgerundet sind. Eine Formänderung des Thermometerkörpers durch den Staudruck kann daher nicht stattfinden. Auch für eine aerodynamische Beanspruchung der etwa tragflügelartig wirkenden Flächen der Spirale haben sich keine Anzeichen ergeben; die Spirale ist für solche Beanspruchungen hinreichend steif.

Außer vom äußeren Gehäuse ist die Thermometerspirale noch von einem besonderen Blechrohr umgeben, so daß sie doppelten Strahlungsschutz hat. Ihre Belüftung ist sehr kräftig, da die eintretende Frischluft vor der Ankunft beim Thermometer nur bei dem geringmassigen Anemometer mit kurzem Rohrstück vorbeistreicht und in ihrer Gesamtheit die Spirale bespült.

Durch eine solche kräftige Belüftung erreicht man eine geringe Thermometerträgheit, worauf großer Wert zu legen ist, damit das Nachhinken der vom Thermometer angezeigten Temperatur hinter der wirklichen Temperatur möglichst gering wird. Durch Entfernen des leicht herausnehmbaren Anemometers, das man bei rein aerologischen Aufstiegen meist nicht vermissen wird und für flugtechnische Zwecke durch einen nicht vor dem Thermometer anzubringenden Staudruckmesser ersetzen kann, ist man in der Lage, die Thermometerträgheit noch etwas zu verringern.

Die Kenntnis der Größe der Thermometerträgheit eines im Flugzeuge verwendeten Meteorographen ist auf jeden Fall erforderlich zur Beurteilung der Größe dieses Fehlers und seiner gelegentlichen Berücksichtigung durch eine Korrektion. Zur Orientierung über die Thermometerträgheit des neuen Flugzeugmeteorographen wurde bei Atmosphärendruck im künstlichen Luftstrom eine Reihe von Versuchen angestellt.

Der »Trägheitskoeffizient« a des Thermometers wird definiert, indem man nach dem Newtonschen Abkühlungsgesetz die jeweilige Temperaturdifferenz des Nachhinkens proportional setzt der Änderungsgeschwindigkeit des Thermometers:

$$\vartheta_w - \vartheta = a \cdot \frac{d\vartheta}{dt};$$

ϑ_w und ϑ sind die wirkliche und die angezeigte Temperatur, t die Zeit in min. Der Wert von a gibt dann an, um wie viel Grad die angezeigte Temperatur nachhinkt bei einer Temperaturänderung von 1° je min.

Bei den Versuchen wurde der Meteorograph nach vorheriger Erwärmung auf 30 bis 40° C in einen kalten Luftstrom gebracht, dessen Geschwindigkeit verändert und durch den Staudruck gemessen werden konnte. Aus dem Verlauf der Abkühlungskurven wurden dann folgende Werte ermittelt:

Flugzeug-Meteorograph B 11, mit 8-gängiger Bimetallspirale ohne Glimmerisolation, mit Anemometer.

Windgeschwindigkeit v m/s	Trägheitskoeffizient a
24	0,268
28	0,252
31	0,236
36	0,191

[1]) E. Warburg und W. Heuse, Z. f. Instr.-K. 1919, S. 41.

Digitized by Google

Flugzeug-Meteorograph ONH 21, mit 2-gängiger Bimetallspirale mit Glimmerisolation.

Windgeschwindigkeit v m/s	Trägheitskoeffizient α mit Anemometer	ohne Anemometer
22	0,145	0,143
27	0,141	0,139
30	0,141	0,139
37	0,132	0,132

Für die üblichen Drachenmeteorographen ergeben sich durchweg größere Werte von α. Als Beispiel sei die folgende Versuchsreihe für einen Marvinschen Apparat mit ungehemmter Belüftung des Bourdonrohrthermometers nach Entfernung des Anemometers und des Hygrometers mitgeteilt:

Windgeschwindigkeit v m/s	Trägheitskoeffizient α
20	0,280
22	0,275
27	0,245
30	0,220
37	0,215

Näheres über die Bestimmung von Trägheitskoeffizienten bei verschiedenen Luftdichten sowie über die Bedeutung geringer Thermometerträgheit zur Erkennung der Feinheiten in der atmosphärischen Temperaturschichtung (genaue Lage der Inversionsgrenzen, Erkennung kleiner Inversionen) ist bereits früher mitgeteilt worden[1]).

4. Der Hygrograph besteht aus zwei nebeneinanderliegenden je 23 cm langen Strängen von blondem Frauenhaar, die auf der Vorderseite des Instrumentes durch einen zweiarmigen Hebel so miteinander verbunden sind, daß sich ihre Längenänderungen addieren. Die einzelnen Haare in den Strängen liegen harfenartig nebeneinander, so daß die Hygrometerträgheit durch günstigste Belüftung möglichst klein gehalten wird. Die Luft strömt durch eine besondere seitliche Öffnung im vorderen Gehäusestück in das Hygrometerrohr ein und tritt durch die große zentrale Öffnung des hinteren Gehäusestückes zusammen mit dem Hauptluftstrom des Trommelrohres wieder aus. Die Spannung der Haare und die Absoluteinstellung der Schreibspitze läßt sich durch Verschiebung der Haarträger verändern.

5. Als Anemograph ist das in anderen Meteorographen gebräuchliche Flügelrädchen in verstärkter Ausführung vorn in der Mitte des Meteorographen vor der Thermometerspirale und dem offenen Uhrtrommelrohr angeordnet. Die zugehörige Schreibspitze ist durch geeignete Übertragung mechanisch so gekoppelt, daß die Aufzeichnungen eine Kurve mit einer Folge von Zacken ergeben. Der gegenseitige Abstand dieser Zacken ist der Windgeschwindigkeit umgekehrt proportional. Zwei aufeinander folgenden Spitzen entspricht stets der gleiche Windweg. Der Anemograph zeigt den Flugwind an, d. h. die Geschwindigkeit des Flugzeuges in bezug auf die umgebende Luft, wobei die Änderungen der Luftdichte ohne Einfluß sind. Der Einbau eines Staudruck- bzw. Saugdruckschreibers an Stelle des Anemographen ist vorgesehen.

6. Besondere Sorgfalt wurde auf eine gute Lagerung des Uhrwerkes und der Schreibtrommel verwendet, so daß jede Achsen- und Zahnluft ausgeschaltet ist. Als Umlaufzeit für die Uhrtrommel wurden zwei Stunden gewählt, da diese Zeit am besten der üblichen Dauer von wissenschaftlichen Flugzeugaufstiegen und Meßflügen entspricht. Auf ein Triebwerk mit verstellbarer Umlaufzeit wurde vorläufig verzichtet, da die Beseitigung der Zahnluft bei diesen Werken bisher nicht befriedigte.

Die Trommel und mit ihr das Triebwerk kann durch eine Abstellvorrichtung (S in Abb. 1), die zugleich auch zum Abheben aller Schreibspitzen dient, angehalten werden, so daß dadurch die größte Ausnützung der Schreibfläche ermöglicht wird. Diese Abstellvorrichtung ist auch bei geschlossenem Gehäuse von außen zugänglich (Abb. 1 C); sie gestattet aber auch, bei abgehobenen Schreibspitzen die Trommel mit dem Uhrwerk freizugeben.

Die Schreibspitzen schreiben bei normaler, horizontaler Lage des Instruments oben auf der Höhe der Trommel und liegen für Baro-, Thermo- und Hygrograph durch das Eigengewicht des letzten, aus dünnem Stahldraht bestehenden, starren Hebelarms mit sehr geringer Reibung auf. Ihre Lage und Schreibtätigkeit ändert sich auch bei beträchtlicher Schräglage des Geräts nicht, so daß man dieses (etwa bei der Eichung) auch in fast ganz aufrechte Stellung bringen kann.

Außer den Schreibhebeln der vier meteorologischen Elemente a, b, t, h, sind an beiden Enden der Uhrtrommel Basisfedern f angebracht, die für die Auswertung der Aufzeichnungen erforderlich sind. Hat man, wie üblich, nur eine Basislinie, so entstehen bei Verwendung von berußtem Glanzpapier durch Verziehen infolge von Feuchtigkeitsänderungen möglicherweise Fehler. Diese lassen sich bei zwei Basislinien durch Nachprüfung ihres parallelen Verlaufs einwandfrei erkennen und ausschalten. Will man das Verziehen des Papiers grundsätzlich vermeiden, so kann man statt dessen auch Metallpapier oder dünne Metallfolie mit Rußüberzug verwenden; dadurch wird außerdem auch die Reibung der Schreibspitzen noch verringert. Glanzpapier hat aber anderseits den Vorzug, daß seine Aufzeichnungen durch Lichtpausen unmittelbar vervielfältigt werden können.

Eine Vorrichtung zur Anbringung von Zeitmarken in den Aufzeichnungen während des Fluges, wie man sie etwa bei Flugleistungsbestimmungen oder zur Nachprüfung des Uhrganges wünscht, ist in der Weise vorgesehen, daß durch einen vom Flugzeugführer oder Beobachter betätigten kleinen Elektromagneten sämtliche Schreibspitzen auf kurze Zeit abgehoben werden; dann entsteht in sämtlichen Kurven gleichzeitig eine kurze Lücke. Als Stromquelle genügt eine gewöhnliche Taschenlampenbatterie. Für Wettbewerbe ist das ganze Gerät leicht zu plombieren und wird damit für jeden unbefugten Eingriff unzugänglich.

III. Gebrauch des Flugzeug-Meteorographen.

1. Von entscheidender Bedeutung ist bei der Verwendung von Meteorographen im Flugzeuge die Art ihrer Aufhängung. Die Befestigungsvorrichtung des Meßgeräts soll nicht nur die Erschütterungen des ganzen Luftfahrzeuges, die vom Motor, durch Luftkräfte und Eigenschwingungen verursacht werden, dämpfen und beseitigen, sie soll vor allem auch möglichst geringen Luftwiderstand bieten. Beide Forderungen sind schwer zu vereinigen, haben aber in dem nachstehend beschriebenen gefederten Haltearm (Abb. 3 und 4), der übrigens auch allgemein für andere Flugzeugmeßgeräte Verwendung finden kann, einen glücklichen Ausgleich gefunden. Das Meßgerät wird durch einen windschnittig profilierten Arm aus Stahlrohr getragen, der seinerseits durch eine mit Filz ausgelegte, drehbare Schelle an einem Flugzeugstiel oder an andern geeigneten Flugzeugteilen, auch am Rumpf unmittelbar befestigt werden kann. Eine derartige Anbringung gewährleistet den denkbar geringsten Luftwiderstand und eignet sich für alle Flugzeugarten. Die Verbindung zwischen dem Haltearm und dem Meßgerät wird durch eine doppelte Federung hergestellt: Eine engere Innenfeder zieht das Meßgerät gegen den Arm heran und eine weitere Außenfeder wirkt, auf Druck beansprucht, der Innenfeder entgegen und ist so abgestimmt, daß Schwingungen jeder Periode sogleich gedämpft werden. Eine Gummi- oder Filzzwischenlage schützt weiter vor Erschütterungen. Von der Mitte des Haltearms aus, der meist zweckmäßig kniefömig gebogen ist, führt noch ein dünnes gefedertes Kabel zur hinteren Trägerplatte des Flugzeugmeteorographen, um ihn horizontal zu halten.

Will man ohne Betonung geringsten Luftwiderstandes das Meßgerät frei schwebend an einigen Stahldrähten mit zwischengeschalteten Federn etwa zwischen zwei Stielen verspannen, so können die Drähte an den beiden Trägerplatten in dort vorhandenen Löchern festgemacht werden.

2. Die Anbringung des Meteorographen am Flugzeuge[1]) hat so zu geschehen, daß die Meßergebnisse durch das Flugzeug selbst möglichst wenig gestört werden. Dazu ist besonders auf die Auswahl eines geeigneten Anbringungsortes zu achten.

Der von den Motorgasen und vom Propellerwind bestrichene Raum sowie das Innere des Flugzeugrumpfes, auch seine unmittelbare Oberfläche, sind wegen beträchtlicher Wärme- und Druckstörung für die Anbringung des Meteorographen ungeeignet.

Unter Verzicht auf genaue Druckmessung bringt man bei der Lindenberger Flugstelle[2]) den Drachenmeteorographen unmittelbar auf dem unteren Flügel eines Doppeldeckers an und begnügt sich mit dem Bestreben, die Temperaturaufzeichnung und die Flugzeugleistung möglichst wenig zu beeinträchtigen. Die Anbringung des Meßgerätes auf dem Flügel mag zwar wegen der merklichen Verringerung des schädlichen Luftwiderstandes günstig erscheinen,

[1]) A. Wigand, Beitr. z. Phys. d. fr. Atm. 9, S. 144 und 165, 1920/21; ZFM 1921, Beiheft 4, S. 45.

[1]) A. Wigand, Beitr. z. Physik d. fr. Atm. 9, S. 148, 1920/21; ZFM 1921, Beiheft 4, S. 43.

[2]) K. Wegener, ZFM 1922, S. 135.

Digitized by Google

ist aber nach unserer Ansicht nicht zulässig, da man diesen Vorteil mit einem nicht konstanten Fehler von mehr als ± 2 mm QS bei der Druckmessung erkaufen muß. Denn die aerodynamische Berechnung wie auch Modell- und Flugversuche, zuletzt die von Pröll [1]), haben gezeigt, welche erheblichen veränderlichen Druckstörungen an der Oberfläche des Flügels herrschen. Mit Verwendung dieser Ergebnisse und der bisher gemachten praktischen Erfahrungen bei aerologischen Flügen kann man aber den Druckfehler selbst mit den üblichen Drachenmeteorographen auf nur ± 0,5 mm QS bringen.

Der geeignete Ort für die Anbringung der Meteorographen ist bei Doppeldeckern zwischen den Tragflächen in $^2/_3$ Höhe ihres Abstandes (Abb. 4), weil sich hier bekanntlich ein Gebiet ohne Störung des Luftdruckes und der Geschwindigkeit befindet, während sonst überall zwischen, sowie in erreichbarer Nähe unter und über den Tragflächen erhebliche Druck- und Geschwindigkeitsstörungen auftreten. Zur Befestigung des Meteorographen dienen die vorderen Stiele des Doppeldeckers.

Bei freitragenden Eindeckern wird, wenn man nicht das Meßgerät an einem Seil frei nach unten auslassen will, die Anbringung eines längeren Stieles erforderlich, der das Meßgerät am zweckmäßigsten über den Rumpf wenigstens aus der am stärksten gestörten Nähe des Flugzeuges herausbringt. Für größere Meß-

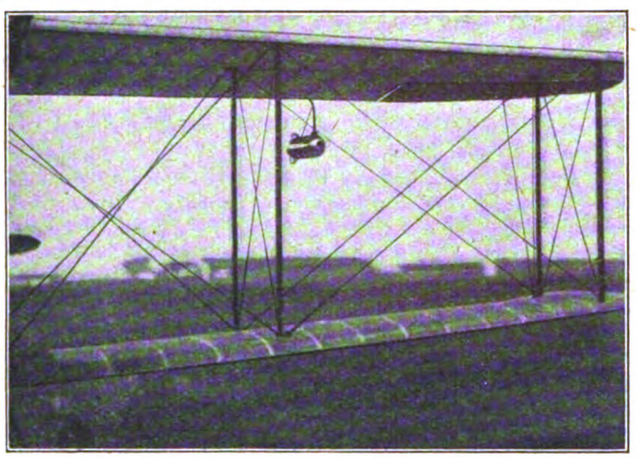


Abb. 4.

genauigkeit muß allerdings bei Eindeckern eine durch Versuche zu ermittelnde Reduktion auf die ungestörten Druck- und Geschwindigkeitswerte angebracht werden [2]). Das Fahrgestell kommt im allgemeinen wegen des Luftschraubenstrahles und der zu starken Erschütterungen beim Rollen des Flugzeuges auf dem Boden nicht in Betracht.

3. Eine einwandfreie Anbringung des Meteorographen an einer Stelle mit möglichst ungestörtem Druck ist bei dem neuen Gerät um so leichter durchzuführen, als sein Luftwiderstand sehr gering ist. Bei Vergleichsmessungen, die durch freundliches Entgegenkommen der Forschungsanstalt Prof. Junkers in Dessau im dortigen Windkanal ausgeführt werden konnten, ergab sich für einen Staudruck von 20 mm WS (entsprechend etwa 18 m/s Wind) als Luftwiderstand:

für einen mit wenigen dünnen Drähten befestigten Marvin-Drachenmeteorographen	2430 g
für den neuen Flugzeugmeteorographen allein	218 »
für den Haltearm allein	307 »
also für dieses Gerät mit seiner Befestigung zusammen	525 »

[1]) A. Pröll, ZFM 1921, S. 177.
[2]) H. Koppe, ZFM 1923, S. 17.

d. h. bei einem Verkehrsflugzeug mittlerer Geschwindigkeit würde das Gerät noch nicht ½ vH der aufgewendeten Motorleistung verbrauchen (unter 1 PS). Ein Marvinapparat, der unter den älteren aerologischen Meteorographen noch die günstigste Widerstandsform hat, erfordert ohne Aufhängung das Vier- bis Fünffache der für den neuen Flugzeugmeteorographen einschließlich seiner Aufhängung benötigten Leistung. Daraus ergibt sich die Überlegenheit dieses Meteorographen über die bisherigen für die Zwecke der Flugleistungsprüfung verwendeten Geräte; die geringe durch ihn bewirkte Beeinträchtigung der Flugleistung läßt sich überdies mit Verwendung des Widerstandswertes leicht rechnerisch herausheben.

4. Die Verwendbarkeit des Flugzeugmeteorographen ist sehr vielseitig. Da man aus den gleichzeitigen Aufzeichnungen von Luftdruck, -temperatur, -feuchtigkeit und Fahrtwind sogleich in einfacher Weise den während des Fluges sich abspielenden Verlauf der Flughöhe, der Luftdichte und der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges bekommt, ist das Gerät hauptsächlich für folgende Zwecke bestimmt:

a) für die aerologische Forschung und ihre Anwendungen: Wettervorhersage, Tageseinflüsse der Artillerie, Schallmessung u. a. m.,
b) zur Leistungsbestimmung von Motorluftfahrzeugen,
c) für Luftschiffe und Riesenflugzeuge zur Überwachung des Zustandes der Atmosphäre bei ausgedehnten Luftreisen.

IV. Zusammenfassung.

Gemäß den leitenden Gesichtspunkten, die sich für die Konstruktion eines Flugzeugmeteorographen aus theoretischen Überlegungen und praktischen Erfahrungen sowie zahlreichen Versuchen ergeben haben, stellt der neue Flugzeugmeteorograph einen Vierfachschreiber dar, der bei geringem Luftwiderstand, Gewicht und Raumbedarf den Luftdruck, die Lufttemperatur, die Luftfeuchtigkeit und den Fahrtwind (bzw. bei einer andern Ausführung den Staudruck) in ihrem zeitlichen Verlauf auf einem Blatt gemeinsam aufzeichnet.

Massenausgleich ist durch symmetrische Anordnung in bezug auf die Drehpunkte oder durch Gegengewichte erreicht. Zu Eigenschwingungen neigende Teile haben eine besondere Dämpfung erhalten. Die Aufzeichnungen erfahren daher durch Erschütterungen und Schwingungen keine wesentliche Verbreiterung.

Toter Gang und Zahnluft sind durch feinmechanische Präzisionsarbeit und Gegenfedern beseitigt.

Die einzelnen Meßorgane sind nach dem derzeitigen Stande der Wissenschaft und Technik auf größter Vollkommenheit gehalten; Fortschritten in dieser Richtung, die noch zu erwarten sind, kann jederzeit Rechnung getragen werden.

Der Meßbereich für Druck, Temperatur, Feuchtigkeit und Wind erstreckt sich bis zu den für die Praxis erforderlichen Grenzen; er ist leicht veränderlich und kann den jeweiligen Bedingungen unter Ausnutzung des größtmöglichen Skalenwertes angepaßt werden.

Störungen in der Anzeige, wie sie durch den Ort und die Art der Anbringung des Gerätes verursacht werden, lassen sich durch sachgemäße Aufhängung vermeiden. Störungen im Innern des Meteorographen wurden durch zweckmäßige Form und Anordnung der Meßorgane ausgeschlossen.

Die Aufhängung des Flugzeugmeteorographen wurde so durchgebildet, daß sie bei geringstem Luftwiderstand größte Störungs- und Erschütterungsfreiheit gewährleistet.

Das Gerät ist im ganzen einfach und kräftig ausgeführt; das widerstandsfähige Gehäuse schützt die empfindlichen Innenteile gegen Beschädigung und Verschmutzen; es ist mit wenigen Handgriffen zu öffnen, so daß jeder Teil leicht zugänglich wird. Die Auswertung der Aufzeichnungen ist durch die geradlinige Hebelführung erleichtert.

Halle a. S. und Adlershof, im Mai 1923.

Ziele des deutschen Segelfluges.[1])

Von A. Baeumker.

I. Vergangenes.

Der Gleitflugsport Lilienthals und seiner Schüler war die Grundlage der Entwicklung des Motorflugs. Der deutsche Segel- und Gleitflugsport der Nachkriegszeit ist Äußerung des Selbstbehauptungswillens der geknebelten Luftfahrer.

Sport und Wissenschaft gingen nach dem Krieg innerlich trotz scheinbarer Zusammengehörigkeit von Anbeginn getrennt. Wolfgang Klemperer und vor allem Georg Madelung haben die Entscheidung beim Streben zum neuen Ziel gebracht.

[1]) Die nachfolgenden Ausführungen des Vorsitzenden des Propagandaausschusses der Segelflug-Gesellschaft werden veröffentlicht, um die Aussprache über die Ziele der Weiterentwicklung des Segelfluges bereits während des diesjährigen Wettbewerbs wachzuhalten und eine Klärung der verschiedenen Ansichten bei dieser günstigen Gelegenheit herbeizuführen. Die WGL verzichtet auf eine Stellungnahme zur vorliegenden Arbeit. D. Schriftl.

Digitized by Google

Was Sport allein begonnen hatte, durfte Wissenschaft im Sport vollenden.

II. Gegenwärtige Auffassungen.

1. Ziele. Durch die besondere Lage der deutschen Luftfahrt trennen sich heute die Wege der bisher einheitlichen Bewegung. Nach Lösung des statischen Segelflugs ist der motorlose Flug außerhalb von Hangwinden (dynamischer Segelflug) das überwiegend technisch-wissenschaftliche Problem. Die sportliche Durchbildung eines Fliegernachwuchses ist das andere Ziel. Die Unerforschtheit beider Gebiete läßt heute mit Sicherheit noch keinen Vergleich über die wechselseitige Bedeutung für deutsche Luftfahrt zu. Die erstere Aufgabe darf aber als die schwierigere bezeichnet werden.

2. Wege zum dynamischen Segelflug. Für die Erreichung dieses großen Ziels dürfen weder bei Entwicklung des Flugmittels noch bei Ausnützung der Windströmungen künstliche Schranken errichtet werden. Für ein »Nur-Segelfliegen« (ohne Hilfsmotor) ist die Zeit noch ebensowenig gekommen wie für eine einseitige Festlegung auf ein bestimmtes Gelände (z. B. die Rhön). Künstliche Schranken fördern heute noch nicht; sie hemmen. Die freie Entwicklung aller Kräfte ist zu fordern.

Wege zum dynamischen Segelflug sind:

a) Strecken- und Höhensegelflüge von reinen Segelflugzeugen an Berghängen unter zeitweisem Verlassen der Aufwindzonen;
b) das schwachpferdige, segelfähige Kleinflugzeug, dessen Motor nur eine ausschaltbare Kraftreserve darstellt, an Hängen und in der Ebene;
c) der Fesseldrache mit Ablösevorrichtung für Übergang zum freien Flug in der Ebene[1]).

Die vorstehend geschilderten drei verschiedenartigen Wege entwickeln drei verschiedene Typen von Segelflugzeugen. Kompromißkonstruktionen sind möglich. Erfahrungen liegen nur auf dem ersten der drei Wege vor. Durch fast ausschließliche Beschränkung auf das Rhöngelände sind auch diese motorlosen Hangsegler bisher nicht frei von konstruktiver Einseitigkeit. — Die zweite Flugzeugart (Segelflugzeug mit Hilfsmotor) ist in der Entwicklung begriffen. Kombinationen aus den Erfahrungen des Motorflugs wie des reinen Segelflugsports ergeben wesentliche Konstruktionsgrundlagen. — Die dritte Art, der ablösbare flugfähige Fesseldrache, ist am wenigsten fortgeschritten. Das wegen der Gefahren im Fluge wichtige praktisch-fliegerische Element ist hier bisher fast ungeklärt. Es bestimmt aber in erster Linie die konstruktive Form. Die unvermeidbaren besonderen Startmittel sind über Anfänge nicht hinausgekommen.

In der technischen wie fliegerischen Aufgabe liegen beim flugfähigen Fesseldrachen von allen drei Flugzeugarten die größten Schwierigkeiten vor. — Das Segelflugzeug mit Hilfsmotor bietet an Hand älterer Erfahrungen von allen drei Flugzeugarten zunächst allein gewisse wirtschaftliche Aussichten. Für seine Fortentwicklung ist ein unbegrenztes Feld von Möglichkeiten. Vergleiche mit dem früheren und heutigen Kraftradsport liegen nahe. — Fesseldrache und vor allem Segler mit Hilfsmotor bauen im übrigen erst auf dem motorlosen Hangwind-Segler auf. Ohne diesen sind daher die beiden anderen nicht denkbar.

Es ergibt sich, daß der motorlose Hangwindsegler als Grundlage des Segelflugs fortzuentwickeln ist, daß ferner der ablösbare Fesseldrache und das Segelflugzeug mit Hilfsmotor als Fortsetzung dieser Entwicklung der Ausgestaltung bedürfen. Die Ausbildung des ablösbaren Fesseldrachens bedarf hierbei angesichts der größeren wirtschaftlichen, technischen und fliegerischen Schwierigkeit der vorzugsweisen Stützung.

3. Einfluß von Gelände und Preisausschreiben. Der motorlose Hangwindsegler entstand in der Rhön und trägt deren Stempel. Breite Aufwindzonen mit erheblichen Windenergien sind das Kennzeichen dieses Geländes; ein ganz besonderer Aufbau der Flugzeuge für Start, Flug und Landung ist die Folge. Auch heute noch hat die Entwicklung dieses Sportgeräts die starre Richtung auf den Wettkampf in der Rhön. Wohl sind in der Rhön Streckenflüge an Hängen unter zeitweisem Verlassen der Aufwindzonen leicht ausführbar. Schwer ist dort dagegen eine Erfassung der Leistungswerte zur Schaffung von Vergleichsunterlagen im Wettbewerb. An anderen Stellen, z. B. in Rossitten (Kurische Nehrung), ist dies leichter. Das konstruktive, meteorologische und fliegerische Interesse erfordert Verbreiterung der Erfahrungen. Der erste Küstensegelflug blieb hinter den Erwartungen zurück, da dort kein Flugzeug den eigenartigen Flugverhältnissen mit Landstart und Wasserlandung entsprach. Der motorlose Hangwindsegler muß daher künftig auch außerhalb der Rhön ein Entwicklungsfeld suchen.

Das Segelflugzeug mit Hilfsmotor ist von vornherein in der Ebene und im Hangwind von Geländeerhebungen gemischt zu entwickeln.

Der ablösbare flugfähige Fesseldrache gehört zunächst ganz in die deutsche Ebene.

Preisausschreiben wollen einerseits oft örtliche Interessen wachhalten; anderseits muß dem Gesamtinteresse gedient werden. Die Segelflug-Gesellschaft als Spitze des deutschen Segelflugs sollte nur allgemeine Preisausschreiben für das ganze Reich übernehmen, örtlich festliegende Preise aber den örtlichen Luftfahrtvereinen zuweisen.

Es gibt Ausschreibungen, offen für das ganze Reich, und Ausschreibungen für zeitlich und örtlich festliegende Wettbewerbe. Trotz der damit verbundenen Gefahren einer Abhängigkeit von den Zufälligkeiten des Wetters ist den zeitlich festliegenden Wettbewerben vom Standpunkt der größeren werbenden Wirkung der Vorzug zu geben.

Demnach sind zur Förderung des Segelflugs anzustreben:

a) örtliche Ausschreibungen,
b) in bestimmten Zeiträumen und örtlich wechselnd, etwa jedes Jahr einmal, drei verschiedene Vorwettbewerbe, und zwar: Vorwettbewerb für Hangwindsegler (1924 z. B. in Bayern), Vorwettbewerb für Segelflugzeuge mit Hilfsmotor (1924 z. B. Rossitten, Kurische Nehrung) und u. U. in Verbindung mit einer Ausschreibung für See-Segelflugzeuge, Vorwettbewerb für ablösbare Fesseldrachen (1924 z. B. Berlin),
c) jedes Jahr einmal 1 Hauptwettbewerb der bei den Vorwettbewerben siegreichen Sportgeräte und Besatzungen in der Rhön.

Das Schwierigste bei Organisation der Wettbewerbe ist die Aufbringung der Mittel. Neben den Preisen sind das Bedeutendste die Mittel für Organisationsunkosten. Die Zusammenlegung von Vorwettbewerben mit dem Hauptwettbewerb oder der Vorwettbewerbe unter sich würde allerdings erhebliche Ersparnisse bringen. Die damit gegebene Gefahr einseitiger Entwicklung sollte die Aufbringung größerer Mittel rechtfertigen. Die Ziele aller drei Flugzeugarten sind schon heute so verschiedene, daß ihre Lösung im gleichen Gelände nicht mehr erfolgen darf.

Die Masse der kleineren Preise sollte den Vorwettbewerben zugeteilt werden, während dem Hauptwettbewerb einige wenige, sehr ansehnliche Preise vorzubehalten wären.

In einer Zubuße zu den Organisationsgeldern bei beiden Wettbewerbsarten sollte eine Form für geeignete staatliche Unterstützung der für die Luftfahrt bedeutungsvollen Bewegung gefunden werden. Den Ländern wäre die Unterstützung der Vorwettbewerbe, dem Reich die des Hauptwettbewerbs anheimzugeben.

4. Gleitsport als Schule. Der Gleitsport ist ein Kind der Segelflugbewegung. Er ist das Sekundäre, der Segelflug das Primäre. Von der Entwicklung des deutschen Segelflugs wird auch die Lebensfähigkeit des Gleitflugsports abhängen.

III. Schlußbemerkung.

Die Grundlinien vorstehender Ausführungen konnten bereits in den Preisausschreibungen der Segelflug-Gesellschaft (Ausschreibungskommission) Berücksichtigung finden. Die klare Festlegung hierauf aber, insbesondere auf vorstehende Vorschläge zum Abschnitt »Gelände und Preisausschreiben«, ist vom letzten Tage des diesjährigen Rhönwettbewerbs ab von vornherein notwendig.

[1]) Auf Wassersegelflugzeuge wird hier bewußt noch nicht eingegangen.

Der praktische Wert des Segel- und schwachmotorigen Flugzeugs.

Von G. Wichmann.

Der Flug Barbots auf dem Dewoitine-Eindecker mit auf 8 PS gedrosseltem 15pferdigem Clerget-Motor über den Kanal und zurück hat in der Fachpresse des Auslandes zu erneuten Auseinandersetzungen darüber geführt, ob dem Segelfluge und den aus ihm hervorgegangenen schwachmotorigen Flugzeugen eine Bedeutung zuzumessen ist oder nicht. Bemerkenswert erscheint, was der Herausgeber der amerikanischen Zeitschrift »Aviation«, Ladislas d'Orcy, im Heft vom 11. Juni hierüber bringt. Viele seiner Ausführungen sind dem deutschen Leser ja keineswegs neu; er kennt die Argumente,

Digitized by Google

die für die Bedeutung des Segelflugs sprechen, bereits aus der deutschen Fachpresse, und zwar aus einer Zeit, die weit vor der Combegrasse-Veranstaltung der Franzosen liegt; vieles jedoch, besonders was über schwachmotorige Flugzeuge ausgeführt ist, dürfte aber auch manchem deutschen Skeptiker zu erfahren dienlich sein. D'Orcy sagt (mit einigen Auslassungen):

»Die kürzlich ausgeführte Doppel-Überquerung des englischen Kanals durch Georges Barbot auf einem Dewoitine-Kleinflugzeug und sein darauf folgender Flug von der französischen Küste nach Paris (256 km) hat in der französischen Luftfahrt-Fachpresse Äußerungen einander befehdender Meinungen in großer Zahl gebracht. Seit dem Wettbewerb von Combegrasse hat sich die französische Luftfahrtpresse in zwei ziemlich feindliche Lager geteilt. Die Ligue Aérienne und die Zeitschrift »Les Ailes«, die den Wettbewerb veranstalteten, weisen mit Nachdruck darauf hin, daß es Frankreich in weniger als einem Jahr gelungen sei, den Welt-Segelflugrekord von 3 auf 8 Stunden zu bringen und so die bemerkenswerten deutschen Leistungen des Jahres 1922 weit (?) zu überbieten. Diese Kreise betonen auch die zweifellos richtige Tatsache, daß der Erfolg des Dewoitine-Leichtflugzeugs mit seiner außerordentlich hohen Wirtschaftlichkeit eine unmittelbare Folge des Combegrasse-Unternehmens gewesen ist. (Diese Auffassung des französisch orientierten Verfassers ist durchaus nicht »zweifellos richtig« und darf nicht unwidersprochen bleiben. Nur insofern kann die Veranstaltung des mehr wie dürftigen französischen Segelflugwettbewerbs von 1922, die als Konkurrenz zur Rhön gedacht war und auf die man in dieser Hinsicht große Hoffnungen gesetzt hatte, von Erfolg begleitet gewesen sein, als sie den Franzosen die Rückständigkeit ihres segelfliegerischen Könnens zum Bewußtsein gebracht hat. In Wirklichkeit ist es natürlich die Rhön gewesen, die befruchtend gewirkt hat. Ref.)

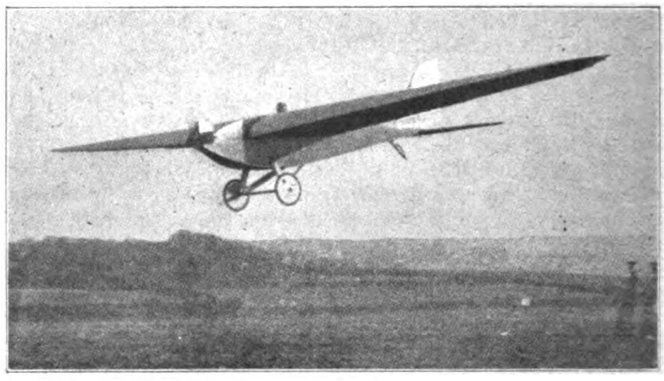
Die Gegner dieser Gleit- und Leichtflugzeugbestrebungen sind recht dogmatisch in ihren Ansichten. Sie behaupten, daß die Bestrebungen nach wirtschaftlicheren Flugzeugen nicht allein jedes praktischen Wertes entbehren, sondern daß sie sogar zu der Konstruktion gefährlicher, weil zu schwachmotoriger Flugzeuge führen. Einige gehen sogar so weit, zu sagen, daß die Gleitflugbewegung von Deutschland zu dem Zwecke in Szene gesetzt worden sei, um Frankreichs Aufmerksamkeit von der Konstruktion »besserer Flugzeuge« abzuziehen, denn Flugzeuge, so meinen sie, könnten nur durch eine Vergrößerung und nicht durch eine Verringerung der Antriebsleistung vervollkommnet werden. Hieran ist zu erkennen, daß die Meinung in Frankreich über diese Frage sich bis zu einem Punkt erhitzt hat, wo leidenschaftslose Kritik so gut wie unmöglich ist.

Es ist zuzugeben, daß einige Verteidiger des Leichtflugzeugs übertriebene Erwartungen hegen; aber in dem gegnerischen Lager sind die Anschauungen gegen alles, was nach Gleitflug und »wirtschaftlichem Flug« schmeckt, so offensichtlich schief, daß die Argumente sich häufig bis zu Absurditäten versteigen.

Ein handgreifliches Beispiel für solche extreme Anschauungsweise, zu der die gegen den Gleitflug gerichtete Schule in ihrer Opposition zum wirtschaftlichen Fluge gelangt, ist kürzlich durch ein Interview des Kapitän Fonck, des führenden »Asses« der französischen Kriegsflieger, Kammerabgeordneten und Präsidenten einer volkstümlichen Vereinigung geliefert worden. Nach seiner Meinung ist der Segelflug kein Fortschritt, sondern ein Rückschritt. »Der Fortschritt im Flugwesen liegt nicht in der Abnahme der motorischen Leistung, sondern vielmehr in der Vergrößerung der Geschwindigkeit«, so erklärt Kapitän Fonck. »Man zeige mir eine Erfindung, durch die man 500 km in der Stunde fliegen kann, man berichte mir von einem Wagemutigen, der die Überquerung des Atlantischen Ozeans von London nach New York zwischen Sonnen-Auf- und Untergang vornimmt, und ich werde der erste sein, der diese Leistung als einen Beitrag zur Luftfahrt-Wissenschaft preist. Aber Barbot führt uns wieder dorthin zurück, wo wir standen, als Blériot 1909 den Kanal überflog. Blériot hatte einen 18pferdigen Motor, Barbot einen 15pferdigen. Dabei denke man an die Verbesserungen, die in der Konstruktion von Fahrzeugmotoren seit 1909 vorgenommen sind, und berücksichtige den Unterschied zwischen dem wackligen, dürftig konstruierten Flugzeuge Blériots und dem Gleitflugapparat, den Barbot 1923 flog: Die Zukunft des Flugwesens beruht auf der Vergrößerung der motorischen Leistung und der Geschwindigkeit des Flugzeugs ohne Verringerung des Gewichts.«

Wir haben dieses Schlagwort Foncks gesperrt sagt d'Orcy, um die Art der Beweisführung sinnfällig zu machen, die einige der führenden Widersacher des Leichtflugzeugs gegen den schwachmotorigen Flug in Anwendung bringen. Die dem Gleitflugwesen feindliche Schule behauptet, daß schwachmotoriger Flug gleichbedeutend sei mit »zu schwach motorigem« Fluge (»low-powered« gegenüber »under-powered«). In Wirklichkeit ist das nicht der Fall. Denn ein Flugzeug, das unter Inanspruchnahme von nur zwei Dritteln der Leistungsfähigkeit eines 15 PS-Motors (wie beim Dewoitine) sicher fliegen kann, ist offenbar eine sicherere Maschine, als eine, die für horizontalen Flug 80 von 100 vom Motor entwickelten PS erfordert, denn das Leichtflugzeug hat dann 50 vH Reserve gegen nur 25 vH des schwerermotorigen Fahrzeugs. Ferner, wenn solch ein Leichtflugzeug ein A/W-Verhältnis von etwa 16 besitzt (ein Wert, den einige von diesen Flugzeugen so ziemlich erreichen), so wird es viel sicherer zur Landung zu bringen sein, als die schwermotorige Flugzeugart, die in der Regel einen Gleitwinkel hat, der die Wertziffer 8 nicht viel übersteigt. Angenommen, beide Fahrzeuge glitten bei derselben Geschwindigkeit, so würde das Leichtflugzeug zweimal so weit gleiten; da aber das letztere seiner geringeren Flächenbelastung wegen auch langsamer gleitet, so ergibt sich, daß das Leichtflugzeug dem schweren Flugzeug erheblich überlegen ist, da es im Falle einer Motorstörung seinen Landungsplatz besser wählen kann.

Leider weisen die Gleiteigenschaften der Leichtflugzeuge, wie es sich auch beim Dewoitine herausgestellt hat, einen Mangel auf, und dieser ist zurückzuführen auf die geringe Flächenbelastung: das Flugzeug schwebt (»floats or kites«) eine beträchtliche Strecke, bevor es auf den Erdboden niedergesetzt werden kann. Dieser recht ernst zu nehmende Nachteil wird abgestellt werden müssen, bevor der schwachmotorige Flug als ein praktisches Luftverkehrsmittel gelten kann, denn ein Flugzeug, das sich zwar nach einem Anlauf von 20 m abheben kann, anderseits aber nicht imstande ist, in 200 m zur Landung zu gelangen, dürfte erklärlicherweise von geringem praktischen Wert sein.



Das Dewoitine-Leichtflugzeug mit 15pferdigem Clerget-Motor. (Nach »Aviation«.)

Es wird eingewendet werden, daß die genannte Richtung im Flugwesen uns geradewegs zum Bau langsamer Flugzeuge führt, die unfähig sind, gegen widrige Winde anzugehen, und daß derartige Fahrzeuge den eigentlichen Zweck des Kraftfluges vermissen lassen, der in ihrer hohen Geschwindigkeit beruht. Solche Einwendungen stellen eine übertriebene Ansicht dar, die bei einer leidenschaftslosen Aufklärung der Frage nicht berechtigt ist.

Das dauernde Verlangen nach Flugzeugen mit größerer Geschwindigkeit, schnellerem Steigvermögen und höherer Tragfähigkeit wird durch das Erscheinen des Leichtflugzeuges in keiner Weise behindert; im Gegenteil, letzteres wird hierfür gewinnbringend sein. Weitblickende Flugzeugkonstrukteure werden nicht noch weiterhin den Versuch machen, die Leistung durch Häufung von Pferdestärken auf Pferdestärken zu vervollkommnen; statt dessen werden sie sich bemühen, dieselbe Leistungsfähigkeit durch Anwendung verbesserter Flügelprofile und windschnittiger Formen herbeizuführen. Auf diese Weise werden sie größere Kräftewirtschaftlichkeit und somit billigere Flugzeuge erzielen.

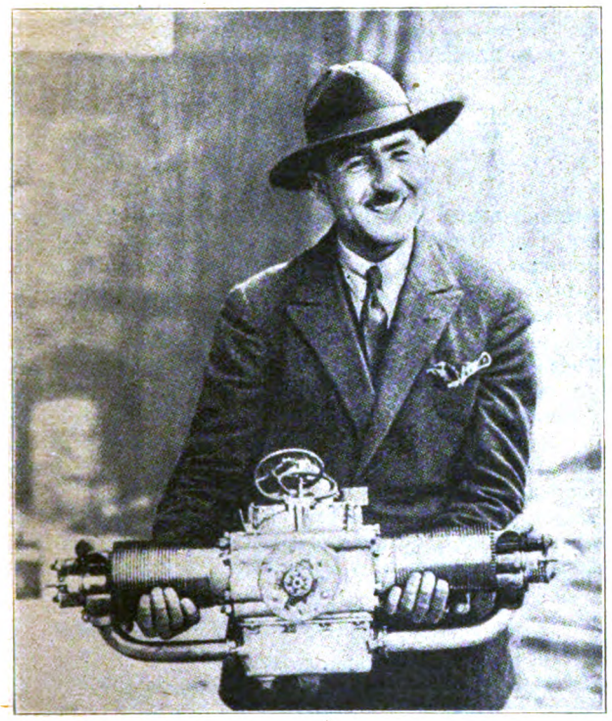
Im Ernste wird sich kein Luftfahrzeugkonstrukteur der ungewöhnlichen Anschauung Kapitän Foncks anschließen, daß ein Fortschritt im Flugwesen nur von einer fortgesetzten Steigerung der Pferdestärkenzahl zu erwarten und eine Verminderung des Konstruktionsgewichtes gänzlich unwesentlich sei. Dies würde den Grundsätzen widersprechen, aus denen heraus der Kraftflug sich entwickelt hat und die nach wie vor seine Entwicklung beherrschen.

Es ist wahrscheinlich, daß reine Geschwindigkeitsflugzeuge weniger Nutzen aus den verbesserten Flügelprofilen ziehen werden, die man bei den Gleitflugversuchen herausbekommt, als schwere lasttragende Maschinen; doch ist nicht recht einzusehen, warum nicht auch sie hiervon gewinnen sollten. Der Herausgeber der Pariser Zeitschrift »L'Aéro-Sports«, R. Jamin, brachte kürzlich die

Digitized by Google

interessante Ansicht zum Ausdruck, daß die am Leichtflugzeug gemachten Erfahrungen den französischen Konstrukteuren wesentlich helfen werden, die Weltrekorde wiederzugewinnen, die Amerika an sich gerissen hat. Er schreibt:

»Beträchtliche Fortschritte sind während des vergangenen Jahres im Flugwesen gemacht worden. Wir haben den Kampf zweier Schulen im Flugzeugbau beobachtet, nämlich zwischen den Verfechtern des außen verspannten Doppeldeckers und denen des freitragenden Eindeckers. Bis vor kurzer Zeit war der Kampf unentschieden. Die Dauer- und Entfernungsrekorde gingen vom Fokker zum Farman-»Goliath«[1]), vom Farman-»Goliath« zum Fokker über. Nun, es sind dies Höchstleistungen, die die Frage der Flugzeugleistungsfähigkeit entscheidend beantworten, denn es sind, wie ich wiederholt gesagt habe, »Typen-Rekorde« im Flugwesen. Aus diesem Grunde muß das amerikanische Fokker-Flugzeug von Kelly und McReady so lange als das beste existierende Flugzeug angesehen werden, bis seine bewundernswerte Leistung wird übertroffen worden sein. In der Presse der jüngsten Zeit war in dieser Hinsicht manche Besorgnis zum Ausdruck gebracht. Nun, wir können gewiß sein, daß das Dewoitine-Leichtflugzeug ein deutlicher Schritt ist, um die Weltrekorde wieder in französischen Besitz zu bringen. Mit den



G. Barbot mit dem 15 pferdigen Clerget-Motor seines Dewoitine-Eindeckers. (Nach »Aviation«.)

Erfahrungen, die Dewoitine bei Gleitflugversuchen und im Bau von Leichtflugzeugen gewonnen hat, sollte es ihm ein leichtes sein, Flugzeuge herzustellen, die die amerikanischen Entfernungs- und Höhen-Rekorde schlagen können.«

Eines der Hauptergebnisse des Erfolges des Dewoitine-Eindeckers, fährt d'Orcy fort, ist das Erscheinen eines billigen Reiseflugzeugs für bescheidene Ansprüche. Diese Seite des Leichtflugzeugs nimmt in unserem Lande, das wahrscheinlich über die größte Anzahl von Flugzeugeigentümern in der Welt verfügt, besondere Bedeutung in Anspruch. Die Leichtigkeit, mit der entbehrliches Flugzeuggerät der Regierung an Einzelpersonen verkauft werden kann, zeigt, daß ein ausgesprochenes Bedürfnis nach billigen Flugzeugen vorhanden ist und daß nur der notwendigerweise hohe Preis unserer gegenwärtigen Flugzeugmuster viele Leute davon abhält, ein Flugzeug für ihren eigenen Gebrauch sich anzuschaffen. Dies betrifft besonders den mittleren Westen, wo die Flugbedingungen infolge der Boden- und Wetterverhältnisse u. dgl. ideal sind; doch trifft dies in geringerem Maße auch auf den übrigen Teil der Vereinigten Staaten zu. Es versteht sich daher von selbst, daß unsere Luftfahrzeugerbauer dahinter her sein sollten, das leichte Sport- und Reiseflugzeug zu schaffen. Entwurf und Konstruktion derartiger Fahrzeuge haben den Vorteil, kein großes Anlagekapital zu erfordern, so daß es möglich sein würde, sie zu einem billigen Preise zu verkaufen. Doch erfordert der Entwurf leistungsfähiger Kleinflugzeuge in erster Linie Gleitflugversuche. Dies ist ein Punkt, der oft übersehen wird und der den Erfolg des Dewoitine-Eindeckers über jeden Zweifel und Widerspruch hinaus gemacht hat. Dieses kleine Flugzeug hat einen Flügelschnitt, der das Ergebnis ausgedehnter Gleitflugversuche darstellt und von allen bekannten Tragflügelprofilen abweicht. Die charakteristischen Eigentümlichkeiten sind in keinem Werk über Aerodynamik zu finden, und bezeichnend ist der Ausspruch des Herrn Dewoitine, daß er, bevor Barbot den Ärmelkanal gekreuzt hat, noch keine Zeit gefunden hatte, das Flugzeug in einem Windkanal nachzuprüfen.

Die wertvollen Erfahrungen, die sich aus Gleitflugversuchen ergeben, sind in einem sehr eingehenden Bericht über die Segelflugveranstaltung in Biskra zum Ausdruck gebracht worden, der im Aprilheft der Zeitschrift »L'Aérophile« von Major Brocard, im Kriege Führer des berühmten Storchgeschwaders der französischen Fliegertruppe, veröffentlicht wurde. Major Brocard war Hauptsportleiter für den Aero-Club de France bei jener Veranstaltung. Eine kurze Zusammenfassung dieses Berichtes erschien in »Les Ailes«; die Schlußfolgerungen des Verfassers über die Bedeutung der Gleitflugversuche seien nachstehend in einer Übersetzung gebracht. Major Brocard schreibt:

»Motorlose Flugversuche bieten ein erklärliches Interesse vom Standpunkte des Laboratoriumsforschers, aber noch mehr von dem des Praktikers. Übrigens ist es gänzlich unwesentlich, ob diese Flugzeuge einen kleinen Motor haben oder nicht. In den meisten Abhandlungen hierüber scheint man diesem Punkte Wichtigkeit beizulegen; in der Tat ist das aber nicht berechtigt. Ein Flugzeug mit kleinem Motor kann fast von jeder Stelle aus ohne Gefahr starten, wohingegen reine Gleiter, die dieses wichtige Hilfsmittel entbehren, in einer ziemlich rohen und oft dem Zufall anheimgegebenen Weise in die Luft geworfen werden müssen.

Aber das ist nicht die eigentliche Frage; das Wesentliche beim motorlosen Fluge beruht darin, daß man durch ihn befähigt wird, mit allen Erscheinungsformen der bisher noch wenig bekannten atmosphärischen Energie, sei sie helfend oder hindernd für den Flug, vertraut zu werden und sie zu empfinden. Wir müssen ihre Gegenwart zu fühlen und ihre Stärke und Ausdehnung wahrzunehmen lernen. Wir müssen in diesem Laboratorium natürlicher Größe auch Form, Gewicht und Größe der Vögel untersuchen, die aus diesen unerforschten Kräften den besten Nutzen zu ziehen verstehen, und zwar in vorteilhafterer Weise, als wie es bei unseren derzeitigen Flugzeugen geschieht. Solche Flugmessungen sind nicht allein lehrhaft, sie gewähren auch unmittelbar praktische Anwendung.

Wenn die Ergebnisse von Vauville und Biskra auch keine Umwälzung in der Kunst des Fliegens bedeuten, so bereiteten sie immerhin eine Überraschung, die wir wahrscheinlich nicht erfahren hätten, wenn Nieuport noch am Leben wäre. Sie sind von außerordentlicher Bedeutung im Hinblick auf die Zukunft des Flugwesens, denn sie können nicht unterlassen, diejenigen Techniker, die zu sehr im Banne der spezifischen motorischen Belastung des Flugzeugs (Kilogramm je PS) stehen, und nicht genügend Aufmerksamkeit der Flächenbelastung (Kilogramm je Quadratmeter) schenken, zu dem wieder zurückzuleiten, was ich den »Nieuport-Weg« nennen möchte.«

Major Brocards Hinweis auf den »Nieuport-Weg« bedarf nach d'Orcy einiger Erläuterung. Edouard Nieuport, der 1912 bei einem Flugunfall das Leben verlor, war ein hervorragender Pionier und sein Tod war ein schwerer Schlag für Frankreich. Er war der erste, der den Einfluß der Stromlinienform des Rumpfes auf die Verringerung des schädlichen Widerstandes erkannte.

Um seinen Streit mit den sehr skeptischen Fachgenossen der damaligen Zeit zum Austrag zu bringen, baute er 1911 einen gut windschnittigen Eindecker, dessen Zugschraube von einem 28 pferdigen luftgekühlten Motor mit horizontal gegenüberliegenden Zylindern angetrieben wurde. Mit dieser Maschine übertraf er die Leistung des damals als Einheits-Muster angesehenen Einsitzer-Eindeckers, der mit einem 50 pferdigen Motor ausgestattet war. Sein frühzeitiger Tod brachte den »Nieuport-Weg« leider zum Abbrechen; er hätte uns wahrscheinlich in einem früheren Zeitpunkt zur Konstruktion des wirksameren und wirtschaftlicheren Flugzeugs geführt. Damit überließ er das Feld der Schule, die die Anhäufung von Pferdestärken zur Leistungsverbesserung verficht.

In der Tat hatte eine Reihe von Jahren nach Nieuports Tode der übliche Einsitzer-Eindecker sich nur sehr wenig in seiner Leistung

[1]) Dies dürfte eine poetische Lizenz des Verfassers sein, denn nach der Rekordliste der F. A. I. hat der Fokkereindecker, nachdem McReady und Kelly in Amerika einmal den Streckenrekord von 1915,2 km auf 4050 km (man beachte den Riesensprung!) gebracht haben, noch keine Überflügelung durch den Farmanschen »Goliath« erfahren. Ref.

Digitized by Google

verbessert, trotzdem seine Antriebskraft in der Zwischenzeit auf 80 PS stieg; der normale Zweisitzer von 1911, der mit einem 80-pferdigen Motor leidlich flog, trug zwei Jahre später 100- und 120-pferdige Motoren mit nur geringer Vergrößerung der Nutzlast und spärlicher Zunahme an Kraftreserve. Es gab damals bereits vorausschauende Kritiker, die zum Ausdruck brachten, daß die Entwicklung des Flugwesens zu jener Zeit zum Stillstand gekommen sei, doch wurden ihre Prophezeiungen unbeachtet gelassen. Der Krieg mit seinem krankhaften Verlangen nach mehr und leistungsfähigeren Flugzeugen in möglichster Zeitkürze gab nur einen neuen Anstoß für die »größere-Motoren«-Schule, und die Frage größerer Leistungsfähigkeit mit Hilfe größerer Kraftökonomie verschwand in der Versenkung.

100 PS die bisherige Arbeit von 200 leisten lassen — das ist in Kürze die ganze Frage.

Das Leichtflugzeug will nicht ein Ersatz für das Kampfflugzeug oder den Bombenschlepper oder das Rennflugzeug sein; es will für sich in einer Klasse bleiben und ein billiges und gefälliges Sport- und Reisemittel dem Führer, der zugleich Besitzer ist, darbieten. Gleichzeitig weist das Leichtflugzeug den Weg zu den Flugzeugen, bei denen hohe Leistungsfähigkeit nicht durch einen übertriebenen Aufwand an Pferdestärken, sondern durch eine wohlüberlegte Kombination verbesserter Profile aerodynamischer Formen und Motorleistung erhalten wird. Mit diesem Ziel im Auge haben wir ausgedehnte Gleitflugversuche nötig; wir brauchen auch einen kleinen und zuverlässigen luftgekühlten Motor, der zwischen 10 und 20 PS entwickelt.«

Statischer Segelflug über Flachküsten.

Von W. Georgii, Frankfurt a. M.

Zur Durchführung des statischen Segelfluges wurden bisher hauptsächlich zwei Energiequellen in Betracht gezogen, die aufsteigende Luftströmung an Hindernissen, der sog. erzwungene Aufwind, und die durch ungleichmäßige Erwärmung hervorgerufene Vertikalbewegung, der sog. thermische Aufwind. Das Ausmaß des erzwungenen Aufwindes, seine Stärke, seine horizontale und vertikale Erstreckung, ist in früheren Arbeiten soweit festgelegt, daß die durch ihn erreichbaren Segelleistungen nach Höhe und Flugstrecke abgeschätzt werden können. Der thermische Aufwind ist praktisch im Segelflug noch nicht erprobt, doch wissen wir, daß seine Energie zur Durchführung eines Fluges ausreicht. Die Beschleunigung, welche ein relativ warmes Luftquantum erfährt, ist proportional der Temperaturdifferenz dieses Luftquantums gegenüber der umgebenden Luft, also

$$\frac{d^2 z}{d t^2} = g \cdot \frac{T - T'}{T'},$$

wenn T die absolute Temperatur des hervorgerufenen Luftquantums, T' die der umgebenden Luft und g die Schwerebeschleunigung bedeutet. Hieraus ergibt sich die vertikale Geschwindigkeit des thermischen Aufwindes in einer bestimmten Höhe z zu

$$\frac{dz}{dt} = \sqrt{2 g \cdot \frac{T - T'}{T'} \cdot z}.$$

Es zeigt sich hiernach, daß schon bei ganz geringen Temperaturunterschieden die Vertikalgeschwindigkeit des thermischen Aufwindes in der Höhe von einigen 100 m zum Segelflug ausreicht. Direkte Messungen haben beispielsweise folgende Vertikalbewegungen unter einzelnen Haufenwolken, sog. Schönwettercumuli, ergeben:

6. Juni 1913 12^{24} nachmittags		19. Nov. 1913	
Höhe	Geschwindigkeit m/s	Höhe	Geschwindigkeit m/s
0—242	+ 0,18	0— 76	0,00
242—316	+ 0,63	76—127	— 0,42
316—698	+ 1,35	127—386	+ 0,13
		386— 608	+ 1,68

Nach beiden Beispielen würde der thermische Aufwind in der Höhe von 300 bis 600 m ausreichen, um einen Segelflug aufrechtzuerhalten. Der Flug von Wolke zu Wolke erscheint hiernach recht verlockend.

Abgesehen von diesen beiden bekannten Vertikalbewegungen der Luft, dem erzwungenen und thermischen Aufwind, dürfte es zweckmäßig sein, die Aufmerksamkeit auf eine weitere Energiequelle für den statischen Segelflug zu lenken, die seither nur wenig in die Diskussion gezogen worden ist. Es handelt sich um Vertikalbewegungen, die durch Reibungsänderungen der Luft hervorgerufen werden. Die Kontinuität der Luftströmung verlangt, daß an jeder Stelle, an der die Bodenreibung der Luft zu- oder abnimmt, und infolgedessen die darüberstreichende horizontale Windströmung verzögert oder beschleunigt wird, eine aufsteigende bzw. absteigende Ausgleichsströmung sich ausbildet. In der Meteorologie sind verschiedene Erscheinungen bekannt, die darauf hinweisen, daß Ausmaß und Stärke auch dieser Vertikalbewegungen beachtenswert ist. Die verringerte Reibung, welche die Luftströmung beispielsweise bei Überquerung von Flüssen und Seen erfährt, erzeugt eine absteigende Luftbewegung, die sich noch in größerer Höhe über Flüssen und Seen häufig durch Auflösung der Wolken wirksam erweist. Besonders stark ist der Reibungsgegensatz zwischen Meer und Land. Auflandige Winde werden beim Übergang von Meer auf Land eine starke Verzögerung infolge der vermehrten Reibung erleiden. Infolgedessen strömt vom Meer mehr Luft zu, als landeinwärts abfließt, es bildet sich ein Luftstau längs der Küste, der eine aufsteigende Bewegung zur Folge haben muß. Man bezeichnet diesen Aufwind

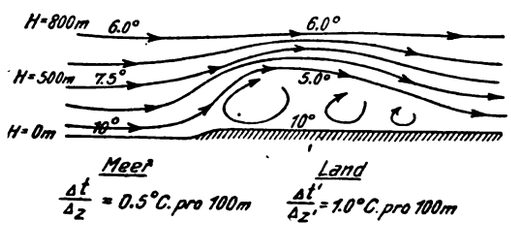


Abb. 1.

entsprechend seiner Entstehungsweise am zweckmäßigsten als Reibungsaufwind, oder auch als dynamischen Aufwind, da er unmittelbar aus der Dynamik der Luftströmung hervorgeht. Schematisch sind die Strömungsverhältnisse der Luft beim Übergang von Meer auf Land in Abb. 1 dargestellt. Unmittelbar über der Küste liegt eine turbulente Schicht der Stauwirbel, über der sich die Luft in aufsteigender Bewegung befindet. In vieler Hinsicht werden wir bei diesem Strömungsvorgang die gleichen Erscheinungen wiederfinden, die wir bereits bei der Luftströmung über Gebirgen kennengelernt haben. Auch hier muß die Aufkrümmung der Stromlinien mit einer Windbeschleunigung in einer gewissen Höhe infolge der eintretenden Querschnittsverengerung der Strombahn verbunden sein. Auch müssen die gleichen charakteristischen Merkmale in der thermischen Zustandskurve der Luft im Bereiche des Reibungsaufwindes auftreten, wie wir sie über Gebirgen kennengelernt haben.

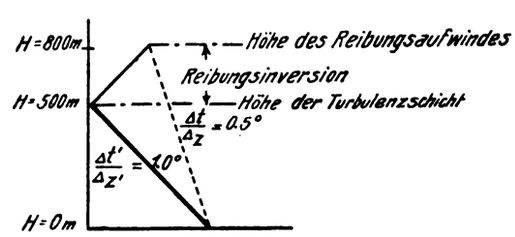


Abb 2.

Die längs der Küste infolge der erhöhten Reibung aufsteigende Luft kühlt sich adiabatisch um ein Grad je 100 m ab. In der horizontal verlaufenden Strömung, also über dem Meere, wird die Temperaturabnahme allgemein geringer sein. Infolgedessen muß die Luft über der Küste bis zu einer bestimmten Höhe, und zwar der Höhe der abgelenkten Stromlinien kälter sein als die gleiche Schicht über dem Meere. Über dieser Schicht dagegen wird die Luft wieder dieselbe Temperatur wie über dem Meere annehmen. Es wird sich also in dem Reibungsaufwind eine Temperaturinversion entwickeln, deren obere Grenze zugleich die Grenze der aufsteigenden Luftbewegung bildet. In Abb. 1 sind diese charakteristischen Temperaturverhältnisse durch ein Zahlenbeispiel angedeutet. Abb. 2 gibt die Zustandskurve der Luft im Bereich des Reibungsaufwindes. Die sich bildende Temperaturinversion gestattet also auch hier, genau wie bei den Strömungsverhältnissen über Gebirgen, die Höhe des aufsteigenden Luftstromes zu bestimmen. Von W. Peppler sind während des Krieges Drachenaufstiege in Breedene unmittelbar an der flandrischen Küste ausgeführt worden, die ausgezeichnete Beispiele für die dargestellten Verhältnisse geben[1]).

[1]) Aerologische und hydrographische Beobachtung der deutschen Marinestationen während der Kriegszeit 1914/18, Heft 4, Hamburg 1922. Deutsche Seewarte.

Digitized by Google

Aufstieg: 15. Mai 1916 8—9 h vorm. Bewölkung 10.

Boden . .	11,2° C	SW	11	m/s
500 m . .	9,7° C	SW	22—25	» } Schicht d. Reibungsinversion
200 m . .	9,8° C	W	26/29	» } u. d. Windbeschleunigung
1000 m . .	8,4° C	W	22	»

Das angeführte Beispiel zeigt eine leichte Temperaturzunahme von 200 bis 500 m Höhe. In 500 m ist infolgedessen die obere Grenze des Reibungsaufwindes zu suchen. Auch die Windbeschleunigung, die infolge Verengerung der Strombahn in dieser Höhe auftreten muß, ist sehr ausgeprägt. Zwischen Boden und 500 m wächst die Windgeschwindigkeit von 11 auf 28 m/s, um darüber wieder auf 22 m/s zu sinken. Temperaturinversion und Windbeschleunigung zeigen also übereinstimmend, daß der Reibungseinfluß beim Übergang der Luft vom Meer auf die Küste sich bis 500 m Höhe geltend macht, und somit auch bis in diese Höhe die aufsteigende Bewegung des Windes reicht. Wählt man aus den von Peppler an der Flandrischen Küste ausgeführten Drachenaufstiegen diejenigen mit auflandiger Windrichtung aus, so kann man aus ihnen, analog dem angeführten Beispiel, aus der Höhenlage der windstarken Schicht oder der Temperaturinversion die Höhe bestimmen, bis zu der im allgemeinen der Reibungsaufwind emporreicht. Es ergibt sich, daß der an Küsten über flachem Gelände, ausschließlich durch den Reibungsunterschied zwischen Wasser und Land entstehende Aufwind sich im Mittel bis 500 m Höhe erstreckt.

Ausgehend von der vierten hydrodynamischen Bewegungsgleichung, der Kontinuitätsgleichung, läßt sich auch eine Beziehung aufstellen, die aus der horizontalen Geschwindigkeit der Luftströmung die vertikale zu berechnen erlaubt. Für die in der Höhe h herrschende Vertikalbewegung w_h gilt die Gleichung:

$$w_h = -\frac{p_0 - p_h}{p_h} \cdot R \cdot T_h \frac{\partial c}{\partial s}.$$ [1])

In dieser Gleichung bedeutet p_0 den Luftdruck am Boden, p_h den Druck in der Höhe h, R die Gaskonstante, T_h die absolute Temperatur in der Höhe h und $\frac{\partial c}{\partial s}$ die Änderung der horizontalen Windgeschwindigkeit c für die Streckeneinheit. Die Formel läßt sich für die vorliegenden Zwecke vereinfachen. Es ist nämlich

$$p_0 - p_h = -\varrho_m h,$$

wenn ϱ_m die mittlere Dichte der Höhenschicht h bedeutet. Ferner kann man $p_h = \varrho_h R T_h$ setzen. Die Gleichung geht dann über in

$$w_h = \frac{\varrho_m}{\varrho_h} h \cdot \frac{\partial c}{\partial s}.$$

Berücksichtigt man weiterhin noch, daß ϱ_m und ϱ_h sich nur wenig voneinander unterscheiden und für Überschlagsrechnungen gleichgesetzt werden können — der Fehler ist nicht größer als 10 vH —, so nimmt die Formel die einfache Gestalt an:

$$w_h = h \frac{\partial c}{\partial s}.$$

Durch Messung der Änderung der horizontalen Windgeschwindigkeit beim Übergang vom Meer auf Land kann man also die gleichzeitig auftretende Vertikalbewegung für verschiedene Höhen mühelos berechnen. Nehmen wir an, daß die Windgeschwindigkeit beim Übergang von Meer auf die Küste um 2 m/s auf 1 km Strecke abnimmt — eine Größe, die sicherlich in Wirklichkeit erreicht und bei größeren Windgeschwindigkeiten auch noch überschritten werden wird, so erhält man in 500 m Höhe eine aufsteigende Windgeschwindigkeit $w_h = 1$ m/s. Die Größenordnung des an Küsten sich bildenden Reibungsaufwindes reicht also aus, um im statischen Segelflug ausgenutzt zu werden. Notwendig ist aber für diese Versuche die Zuhilfenahme eines Kleinmotors oder die Entwicklung des Drachenstartes, um das Segelflugzeug erst in größere Höhe zu bringen, in der der Aufwind die notwendige Stärke zum Segelflug erreicht. Diese Versuche lassen sich an allen Flachküsten anstellen. Nach eigener Anschauung scheint die Ostseeküste der kurischen Nehrung hierzu besonders geeignet zu sein, da als auflandige Winde hier die meistens sehr kräftigen Westwinde in Frage kommen. Es wird eine der schönsten Aufgaben der künftigen Segelflugveranstaltungen in Rossitten sein, dieses Problem des statischen Segelfluges im Reibungsaufwind zu lösen.

[1]) Vgl. F. M. Exner: Dynamische Meteorologie, Leipzig und Berlin 1917, S. 71.

Das Ergebnis des ersten Rhemag-Wettbewerbs um einen Sportflugmotor.

Von Kutzbach, Dresden.

Anfang Januar 1923 wurde von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ein Wettbewerb um die »Rhemag«-Preise für beste Konstruktion eines Flugmotors von einer indizierten Leistung von 20 PS ausgeschrieben[1]). Die Idee dieses Wettbewerbs war die, daß durch Veröffentlichung eingereichter Entwürfe, auch dann, wenn die Form und Durchführung vielleicht nicht genügte, doch für die weitere Entwicklung des Sport-Flugmotors ein nutzbringender Anstoß gegeben werden kann. Ist doch ein leichter und betriebssicherer Flugmotor von 10—15 Nutz-PS eine Voraussetzung für die so wünschenswerte Einführung und Ausbreitung des Flugsports. Die »Rhemag«, die während des Krieges durch ihre Umlaufmotoren, System Oberursel und System Siemens bekannt geworden ist, hat in selbstloser Weise wertbeständige Preise für diesen zunächst nur zeichnerischen Wettbewerb gestiftet, dessen Ergebnis vollkommen der Öffentlichkeit unterbreitet werden sollte.

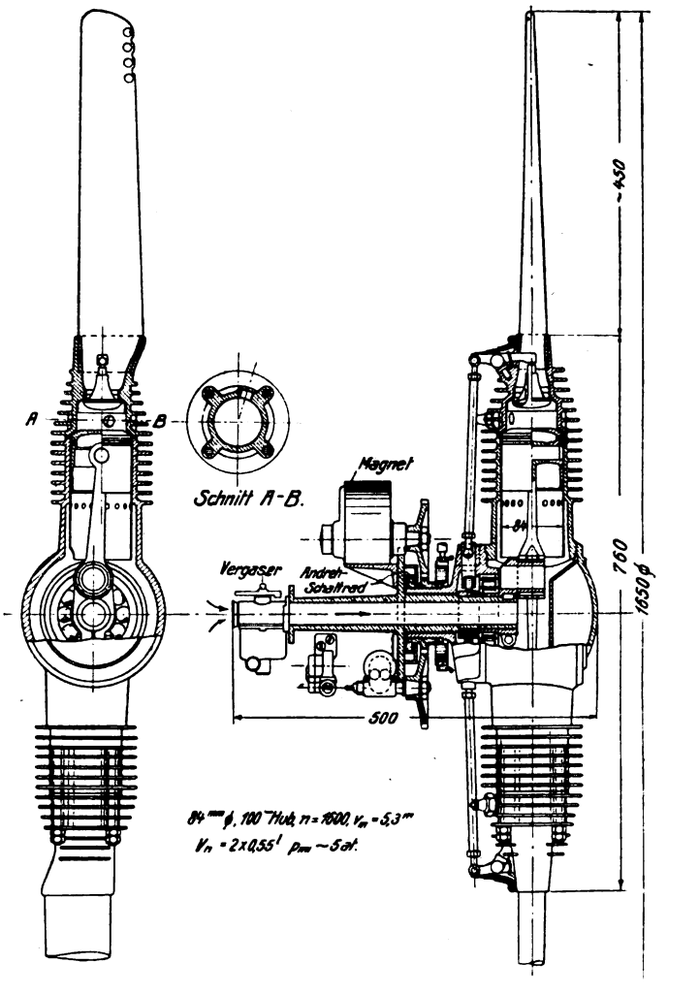


Abb. 1. Zweitakt-Umlauf-Motor = 20 PS, n = 1600 U/min. G = 24 kg.

Einlieferungstermin der Arbeiten war der 1. Juni 1923. Verschiedene ungünstige Umstände trugen mit dazu bei, daß die Beteiligung leider nicht so stark war. Auch entsprach keine der eingereichten Lösungen vollends den Bedingungen und Erwartungen, so daß das Preisgericht sich zu einer Verteilung der ausgesetzten Preise nicht entschließen konnte[1]). Doch wurde wenigstens die Arbeit, die sich die Einsender gemacht hatten, durch entsprechende »Trostpreise« entschädigt. Die »Rhemag« erklärte sich ferner bereit, das Ausschreiben mit einem Einlieferungstermin vom 31. Dezember 1923 zu wiederholen[2]), hoffentlich dieses Mal mit mehr Erfolg, zumal die ausgesetzten Preise im Gesamtwerte von 50 Dollar genügend Ansporn dazu geben.

In Abb. 1 und 2 sind nun zwei der eingereichten Entwürfe veröffentlicht, da sie immerhin Gedanken enthalten, die für die Weiterentwicklung vielleicht fruchtbar sein können.

[1]) Vgl. S. 8.
[2]) Siehe folgende Seite.

Digitized by Google

Abb. 1 zeigt einen Zweitakt-Umlaufmotor, bei welchem Luftschraube und Motor vereinigt sind, eine Konstruktion, wie sie schon von Hirth-Cannstadt, versucht wurde. Die Fliehkraftwirkung der im hohlen Luftschraubenflügel vorhandenen Auspuffgase, insbesondere aber die Trägheitswirkung dieser ausgepufften Gassäule, sollen das Gemisch durch die von Kolben gesteuerten Zylinderschlitze ansaugen. Das große Auslaßventil wird so frühzeitig geöffnet, daß eine Entspannung bei Öffnung der Einlaßschlitze eingetreten ist. Die umlaufenden Aluminiumzylinder tragen die Stahlblech-Schraubenflügel. Der Auspuff aus dem Hohlflügel ist so gelegt, daß er das Drehmoment des Motors unterstützt. Der Motor besitzt also keine Spülpumpe, was beim Anlaufen nachteilig ist; die ungünstige Füllung muß durch Erhöhung des Hubvolumens wettgemacht werden. Wie weit das gezeichnete Auslaßventil und die Flügelwurzel die bei Zweitakt oft recht hohen Auspufftemperaturen verträgt, ist eine Frage für sich. Der Ersatz durch mehrere kleinere Ventile oder durch gesteuerte Kolben oder Schieber käme in Betracht. Das Fehlen des Auspufftopfes wird sich durch starken Auspuffknall geltend machen. Der Einsender des Entwurfs ist Herr K. Saebisch, Breslau.

Abb. 2 zeigt einen liegenden Zweizylinder-Viertaktmotor, dessen Kurbelkammer als Luftpumpe benutzt wird, um Luft, durch einen Drehschieber gesteuert, in die Arbeitszylinder zu füllen. Ohne diese letztere Einrichtung, welche nach dem alten englischen Premier-Verfahren sowohl zum Ausspülen der Auspuffgase als auch zum Aufladen der Ansaugfüllung benutzt werden kann, handelte es sich um einen normalen Viertaktmotor. Die Steuerlage des Drehschiebers kann durch Verschieben der Antriebsschraubenräder so beeinflußt werden, daß das Auffüllvolumen vor Beginn der Verdichtung vergrößert wird, so daß der mittlere Druck dadurch auf kurze Zeit, z. B. beim Steigen des Flugzeugs, erheblich gesteigert werden kann. Die Luftansaugöffnung der Kurbelkammer wird im Totpunkte vom Kolben freigelegt. Auf weitere Einzelheiten des Entwurfes, der von Herrn W. Möller, Charlottenburg, herrührt, soll hier nicht eingegangen werden.

Die übrigen eingereichten Entwürfe enthielten mehr Neues als Gutes, wie denn überhaupt eigentümlicherweise ein ganz normaler Zwei-, Drei- oder Vierzylinder-Viertaktmotor, der doch der Bedingung: »Betriebssicherheit und Billigkeit der Bauart gehen vor der Gewichtsersparnis« am leichtesten hätte entsprechen können, vollständig fehlte. Hoffentlich wird die Beteiligung beim zweiten Wettbewerb eine erheblich stärkere und erfolgreichere sein.

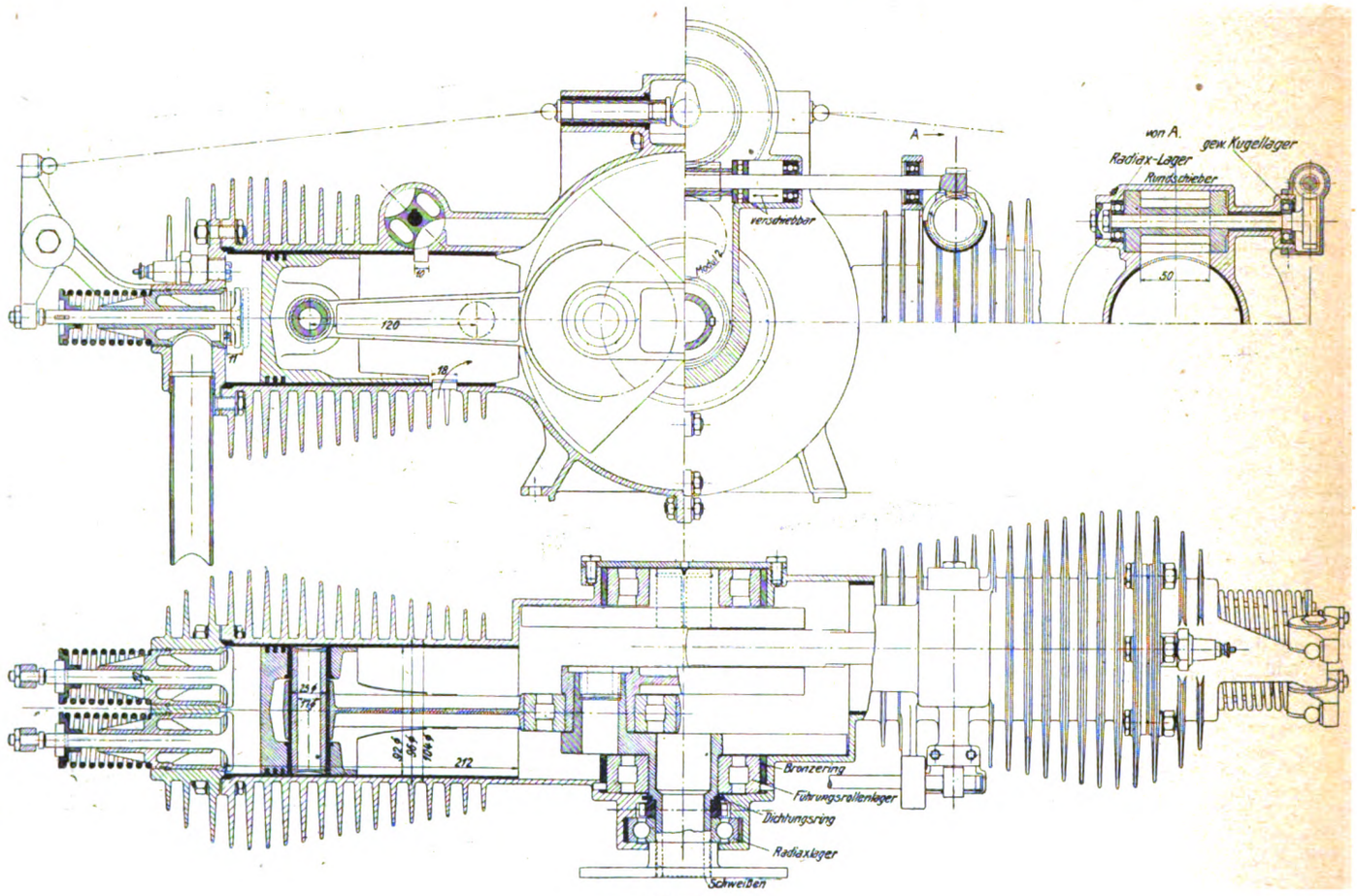


Abb. 2.

Ausschreibung für den zweiten »Rhemag«-Wettbewerb um einen Sportflugmotor.

§ 1. Veranstalter, Art und Name des Wettbewerbes.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL), schreibt einen zweiten

Wettbewerb um die »Rhemag«-Preise für beste Konstruktion eines Sportflugmotors

aus, der nach den nachstehenden Bedingungen ausgetragen wird.

§ 2. Aufgabe des Wettbewerbes.

Der Sportflugmotor (Kolbenmotor) soll bei einem, mit voller Drehzahl erreichbaren mittleren Kolbendruck $p_{mi} = 7$ kg cm^{-2} für Viertaktmotoren eine indizierte Leistung von $N_i = 20$ PS erreichen. Bei Zweitaktmotoren ist die Höhe des angenommenen mittleren Druckes zu begründen.

Der Bewerber hat einen Satz Entwurfszeichnungen des Motors einzureichen, aus welchem alle Einzelheiten seines Aufbaues hervorgehen. Insbesondere sind außer den Zeichnungen vorzulegen:

Vollständige Gewichtsaufstellung,
Festigkeitsberechnung der wichtigsten Teile,
Anlasser (Tret- oder Hebelanlasser, z. B. Kick-Starter),
Schmierungs- und Kühlvorrichtungen,
genaue Entwürfe und eingehende Berechnungen ungewöhnlicher Konstruktionsteile und ungewöhnlicher Massenwirkungen,
Einbauskizzen des Motors für Zugschraube oder Druckschraube oder für beide Schraubenarten. Hierbei ist zu beachten, daß der konstruktive Aufbau des Flugzeuges nicht behindert wird.
Begründung der gewählten Bauart und Drehzahlen für Motor und Luftschraube. Etwaige Leistungsumformer (Zahn-

Digitized by Google

räder, Riemen, Ketten) sind zu begründen und durchzukonstruieren.

Die Vergaser und die Zündvorrichtungen können beliebiger bekannter Bauart sein. Die getroffene Wahl ist genau anzugeben.

Die Betriebssicherheit und Billigkeit der Bauart gehen vor der Gewichtsersparnis.

Die Zeichnungen sind in druckstockfähiger Ausführung (Strichzeichnungen ohne Farbtöne, Beschriftung in Blei) auszuführen.

§ 3. Preise.

3 Preise im Werte von Doll. 50. Das Preisgericht ist befugt, die Preise zu teilen oder zusammenzulegen und Trostpreise zu vergeben.

§ 4. Bewerber.

Als Bewerber sind deutsche physische oder juristische Personen zugelassen, welche ihr Einverständnis zur Veröffentlichung der zum Wettbewerb vorgelegten Entwürfe und anderer Unterlagen und zu den Bestimmungen der Ausschreibung erklärt haben. Deutsch gilt im Sinne deutscher Kulturgemeinschaft. Juristische Personen haben die Namen der verantwortlichen Konstrukteure zu nennen.

§ 5. Tag und Verfahren der Übergabe.

Die Bewerber haben ihre Entwürfe bis spätestens 31. Dezember 1923, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V., Berlin W 35, Blumeshof 17, einzureichen. Verspätete Abgabe schließt vom Wettbewerb aus. Insbesondere ist bei der Übergabe zu beachten:

1. Die Zahl und Art der Unterlagen sind in einer genauen Liste aufzuführen.

2. Sämtliche Unterlagen müssen mit einem gemeinschaftlichen kurzen Kennwort versehen sein.

3. In einem verschlossenen, durch dasselbe Kennwort bezeichneten Briefumschlag sind der oder die Bewerber (Namen, Wohnort, Wohnung, Staatsangehörigkeit) genau zu bezeichnen. Namen, Wohnort und Wohnung, gegebenenfalls Bankverbindung des zur Entgegennahme eines etwa gewonnenen Preises Berechtigten ist anzugeben. Die Einverständniserklärung der Bewerber zur Veröffentlichung der Entwürfe und ihrer Unterlagen sowie zu den Bedingungen der Ausschreibung ist beizufügen.

§ 6. Preisgericht.

Das Preisgericht besteht aus den Herren:

Dr.-Ing. Rumpler (Vorsitzender),
Prof. Baumann,
Prof. Becker,
Dir. Hiehle,
Prof. Hoff,
Hptm. Krupp (Geschäftsführer der WGL),
Prof. Kutzbach,
Dipl.-Ing Schwager,
Ziviling. Ursinus.

Der Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ist berechtigt, Änderungen in diesem Preisgericht vorzunehmen.

Das Preisgericht entscheidet mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Die Entscheidungen des Preisgerichtes sind endgültig.

§ 7. Veröffentlichungen der Ergebnisse.

Das Preisgericht ist berechtigt, in zweckmäßig erachteter Weise durch seine Mitglieder oder besondere Beauftragte über den Wettbewerb und seine Ergebnisse in Fach- und Tageszeitungen berichten zu lassen.

Berlin, den 19. Juni 1923.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, E. V.
Wagenführer, stellvertr. Vorsitzender. Krupp, Geschäftsführer.

Ausschreibung des »Juhl-Preises«.

(Höhenrekord im Segelflug 1923.)

1. Die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« E. V. (WGL) schreibt den ihr von der Paul Juhl-Tabakindustrie-Gesellschaft, Berlin-Pankow, gestifteten Preis in Höhe von zurzeit M. 1000000 in bar, wertbeständig derart, daß der Preis ausgezahlt wird in Höhe des Kleinverkaufspreises abzüglich Steuer von 1563 Stück Zigarren, Marke »Juhltrumpf«, gemäß Liste der ausschreibenden Firma, welche gültig ist am Tage der Zusprechung des Preises durch die WGL. (Der Gewinner des Preises kann nach seiner Wahl statt der Barsumme die Lieferung der obigen Anzahl Zigarren, Marke »Juhltrumpf«, verlangen. In diesem Falle hat er natürlich den Steuerbetrag zu erstatten.)

2. für denjenigen Führer aus, der mit einem motor- und gaslosen Fluggerät innerhalb des Deutschen Reiches die bis zum Tage der Veröffentlichung aufgestellten und die bis zum 31. Oktober 1923 einschließlich etwa noch aufgestellt werdenden nationalen und internationalen Höhenflug-Rekorde schlägt. (Höhe über Abflugstelle.)

3. Der Wettbewerb ist offen von der Veröffentlichung dieser Ausschreibung an bis zum 31. Oktober 1923 einschließlich für jeden der deutschen Kulturgemeinschaft Angehörigen und nicht von der Segelflug-G. m. b. H. disqualifizierten Bewerber, der im Besitz der bürgerlichen Ehrenrechte ist.

4. Die Beurkundung der Leistungen hat zu erfolgen:

a) im Rahmen besonderer Veranstaltungen gemäß den für diese gültigen Bestimmungen;

b) außerhalb von Veranstaltungen durch Sportzeugen, als welche Mitglieder der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt« und des »Aero-Clubs von Deutschland« in Frage kommen oder aber durch von der Segelflug-G. m. b. H. anerkannte Sportzeugen.

5. Die Beurkundung hat in Form eines Berichtes zu erfolgen, der angibt:

a) Namen und Adresse des Flugzeugführers,
b) Typ und Eigentümer des Flugzeuges,
c) Datum,
d) Ort der Leistung,
e) Ort des Startes,
f) erreichte Höhe über Startpunkt,
g) Dauer des freien Fluges,
h) Ort der Landung,
i) Art der Höhenmessung.

6. Zur Beurkundung heranzuziehen ist ein von zwei Sportzeugen plombierter, vorher von durch die Segelflug-G. m. b. H. anerkannter Stelle geprüfter, nach dem Fluge von zwei Sportzeugen geöffneter Barograph, aus dessen Streifen die angenäherte Abflug-, Flug- und Landungszeit sowie erreichte Höhe ersichtlich sein muß. Die Höhenmessung kann während des Rhön-Wettbewerbes auch auf andere Weise, z. B. durch den Meßtrupp mittels Theodoliten und Entfernungsmesser, erfolgen. Jeder vorherige Bewerber muß um mindestens 20 m überboten werden.

7. Der Zuspruch der Anwartschaft auf den Preis erfolgt durch ein Preisgericht, das durch die WGL unter Heranziehung eines Vertreters des Preisstifters gebildet wird und tunlichst für alle Wettbewerber aus denselben Personen bestehen soll.

Das Preisgericht kann Ergänzungen der Beurkundung fordern und den Zuspruch wegen nicht genügender Beurkundung ablehnen.

8. Gegen die Entscheidung kann Berufung einlegen ein abgewiesener Bewerber und jeder, der den Beweis antritt, daß die Leistung unrichtig beurkundet ist.

Die Berufung muß innerhalb von 10 auf den Tag der Veröffentlichung folgenden Tagen zugleich mit einer Berufungsgebühr von M. 10000 bei der Segelflug-G. m. b. H. eingehen, die alsdann ein Berufungsgericht beruft, das endgültig entscheidet.

Im Falle der Ablehnung der Berufung verfällt die Gebühr der Segelflug-G. m. b. H.

9. Jeder Bewerber trägt die Verantwortung für alle Auswirkungen seiner Flüge. Die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« lehnt jede Haftung für sich und die Sportzeugen ab.

10. Wenn der Preis nicht gewonnen wird, steht es der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« frei, im Benehmen mit dem Stifter den Preis neu und in veränderter Form auszuschreiben.

11. Notwendige Erläuterungen gibt die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« (WGL), Berlin W 35, Blumeshof 17. Aller Schriftwechsel in Sachen dieses Wettbewerbes ist mit der WGL (unter Beifügung des Rückportos) zu führen.

Berlin, den 29. Juni 1923.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.
Wagenführ, stellv. Vorsitzender. Krupp, Geschäftsführer.

Digitized by Google

Ausschreibung des »Angernsee-Preises«.

(Drachenflug-Preis.)

1. Die WGL schreibt einen Geldwertpreis im Werte von 50 holländischen Gulden aus

2. für denjenigen der deutschen Kulturgemeinschaft angehörigen, der in Deutschland als erster

3. mit einem gefesselten Gerät — nicht mit mehreren zugleich — sich durch Drachenwirkung, d. h. ohne Motor und Traggas vom Boden erhebt und 20 Minuten diesem fern bleibt. Der Fesselpunkt auf der Erdoberfläche (Land oder Wasser) darf bewegt oder unbewegt sein.

4. Der Bewerber muß im Besitz der bürgerlichen Ehrenrechte und darf nicht von der Segelflug G. m. b. H. disqualifiziert sein.

5. Die Beurkundung der Leistung kann innerhalb einer von der Segelflug G. m. b. H. genehmigten Veranstaltung durch deren Sportsleitung, andernfalls hat sie durch zwei Sportzeugen zu geschehen, für welche Mitglieder der WGL oder des »Aero-Clubs von Deutschland« oder von der Segelflug G. m. b. H. ausdrücklich genehmigte Sportzeugen in Frage kommen.

6. Es ist Sache des Bewerbers, die Beurkundung sicherzustellen und die entstehenden Kosten, sowie die Haftung für durch seine Versuche entstehenden Schäden zu tragen. Er kann die WGL und die Sportzeugen aus keinem Grunde schadenersatzpflichtig machen.

7. Der Preiszuspruch erfolgt durch ein von der WGL zu bildendes Preisgericht, das befugt ist, den Zuspruch wegen mangelhafter Beurkundung abzulehnen oder Ergänzung der Beurkundung zu verlangen.

8. Die Beurkundung muß alle für die Identifizierung des Bewerbers und seines Gerätes sowie über die Wettbewerbsleistung nötigen Angaben enthalten.

Beizufügen ist eine Konstruktionsskizze und eine zur Veröffentlichung geeignete Photographie. Der Beurkundungsbericht muß innerhalb von 8 auf den Leistungstag folgenden Tagen an die WGL abgesandt sein.

9. Gegen die Entscheidung des Preisgerichtes gibt es eine Berufung des abgewiesenen Bewerbers und eines jeden, der den Beweis für das Fehlen eines Anspruchs eines Bewerbers erbringt.

Die Berufung muß innerhalb von 10 Tagen nach dem Tage der Bekanntgabe der Entscheidung in einem Organ der WGL (ZFM oder Luftweg) bei der Segelflug G. m. b. H., Berlin W 35, Blumeshof 17, nebst einem Betrage von M. 10000 eingegangen sein, welcher zur Verfügung der Segelflug G. m. b. H. verfällt, wenn die Berufung abgelehnt wird.

10. Wenn der Preis nicht bis Ende 1924 gewonnen ist, steht es der WGL frei, im Benehmen mit dem Stifter ihn neu oder in veränderter Form auszuschreiben.

11. Erläuterungen zu dieser Ausschreibung gibt die WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17 pt.

Aller Schriftverkehr in Sachen des Preises hat mit der WGL unter Beifügung des Rückportos zu erfolgen.

Berlin, den 10. Juli 1923.

Der Vorsitzende: Schütte. Der Geschäftsführer: Krupp.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Liste derjenigen Flugzeuge, die in Anwendung der Begriffsbestimmungen für den Luftfahrzeugbau als »zivile« Flugzeugtypen vom Interalliierten Luftfahrt-Garantie-Komitee bezeichnet worden sind.

Lfd. Nr.	Bezeichnung des Flugzeuges	Verwendeter Motor	Fabrik
30	Junkers J. 16	Siemens-Motor 50 oder 80 PS	Junkers Flugzeugwerk A. G., Dessau

23/22. 2.

Grenzüberflug auf der Strecke Amsterdam—Bremen. Das Reichsverkehrsministerium hat im Benehmen mit dem Königlich Niederländischen Waterstaatministerium als Grenzüberflugspunkt auf der Strecke Amsterdam—Bremen den Schnittpunkt des Kanals Almelo—Nordhorn mit der deutsch-niederländischen Grenze bestimmt. **23/24. 3.**

Notlandeplatz für die Strecke Amsterdam—Bremen. Der Deutsche Aero-Lloyd hat für die Strecke Amsterdam—Bremen zwischen der niederländischen Grenze und Bremen einen Notlandeplatz festgelegt.

Er ist östlich Nordhorn auf Gut Klausheide durch einen weißen Kreis von 10 m Durchm. in der Mitte des Platzes gekennzeichnet worden.

Größenverhältnis: 700 × 500 m.

Bodenbeschaffenheit: Alter Stoppelacker, ebener, trockener, fester Untergrund.

Anschwebegelände von allen Seiten gut.

Besitzer des Platzes: Krupp v. Bohlen und Halbach.

Nächste Bahnstationen: Lingen 13 km, Nordhorn 6 km.

Fernsprechanschluß: Nordhorn 55, Gutsverwaltung. **23/24. 4.**

Flugposttarif nach Rußland (23/19. 1). Infolge der Geldentwertung erhöhen sich die Flugpostzuschläge zum gewöhnlichen Auslandsporto nach Rußland, Sibirien und China für Sendungen, die im Luftverkehr Königsberg—Moskau befördert werden, ab 1. Juni auf folgende Sätze:

Postkarten M. 1000 Briefe je 20 g M. 1500. **23/22. 4.**

Belgien.

Ein Verbot der Beteiligung belgischer Flieger an den internationalen Konkurrenzen in Gothenburg ist vom belgischen Aeroklub erlassen worden, nachdem dieser erfahren hatte, daß auch Deutsche zur Teilnahme an diesen Wettflügen eingeladen worden sind. Dieser Schritt wird in Schweden bedauert, wenngleich man auch aus verschiedenen Gründen mit einer lebhaften Beteiligung von Belgiern nicht gerechnet hatte. An der eigentlichen Luftfahrtsausstellung ist Belgien nur in der Abteilung Luftpost vertreten. Der gefaßte Beschluß stört somit das Programm des schwedischen Aeroklubs in keiner Weise. (Göteborgs Morgenpost, 28. Mai 1923.) **23/24. 11.**

Frankreich.

Klagen über die schlechte Organisation der französischen Luftfahrt werden von Oberstleutnant Reboul im »Temps« erhoben. Man machte den Fehler, die Kriegsluftfahrt auf die Handelsluftfahrt übertragen zu wollen; anstatt vorbereitende Studien für den Handelsluftverkehr zu treiben, improvisierte man ihn unter der Parole »vol à tout prix«. Diese Epoche ist gekennzeichnet durch die reichlichen Subventionen, die jedoch der zweckmäßigen Entwicklung des französischen Luftfahrtwesens abträglich waren. Hand in Hand damit geht der staatliche Ausbau der Bodenorganisation, die einen ungeheuren Personalbedarf verursachte und eine eigene Spitze in einer besonderen Direktion in Paris erhielt. Dieser Direktion ist auch der militärisch-technische Dienst angeschlossen. Reboul bedauert dies sehr, weil dadurch, wie er sagt, der Militärluftfahrt »das Gehirn« genommen wurde.

Der Verfasser bedauert weiter, die Zersplitterung der Organisation unter vier Ministerien. Statt eines Zusammenarbeitens gibt es ein Nebenherarbeiten der verschiedenen Ressorts, was bedeutende Kosten verursacht. Der Militär- und Marineluftfahrt fehlt es an Truppenchefs aus ihren eigenen Reihen. Die jetzigen Leiter dieser Dienstzweige sind vielleicht gute Verwaltungsbeamte, aber keine Fachleute. Reboul hält auch das gegenwärtige Rekrutierungssystem für das Luftfahrwesen ungeeignet; er verlangt langfristige Kapitulationen der Militärflieger und weist endlich auf die Schwierigkeiten hin, größere Mengen von Luftfahrtgerät für Kriegszwecke im voraus zu beschaffen, weil man nicht wisse, ob das Material von heute noch im nächsten Jahre zeitgemäß sei. (Le Temps, 6. April 1923.) **23/23. 6.**

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Notlandungen aus geringer Höhe. — Aerial Age, Bd. 16, Nr. 2, Febr. 1923, S. 67 und 90 (1 Sp., 1 Zahlentafel).

Unfälle unmittelbar nach dem Abflug meist dadurch hervorgerufen, daß beim Aussetzen des Motors der Führer mit einer 180°-Kurve wieder in den Platz zu drehen sucht. Für jedes Flugzeug ist dazu eine Mindesthöhe erforderlich, die rechnungsmäßig und durch Versuch für einzelne Bauarten festgestellt ist. Geringe Abweichungen von den angegebenen Verhältnissen zulässig, doch darf die Mindesthöhe nur wenig überschritten werden (vgl. folg. Zahltaf.).

Flugzeugart	Gesamtgewicht des Flugzeugs in kg	Mindesthöhe in m	Luftgeschwindigkeit km/h	Bester Neigungswinkel	Kurvenhalbmesser in m
De Havilland					
D. H. 4	1950	104	120	45°	116
S. E. 5	930	92	112	45°	100
Curtiss					
J. N. 4 H	1000	70	96	45°	73
Thomas Morse					
M. B. 3	1160	122	125	45°	122
X B 1 A[1])	1670	91	118	45°	110

Wr. **23/23. 20.**

Flugerfahrung. Böen (Le Coup de Tabac). — L. Constantin, L'Air, Bd. 1923, Nr. 83, 15. April 1923, S. 16/18 (6 Sp., 2 Skizz.).

Die fünf einfachsten Fällen der Gleichgewichtsstörungen am Flugzeug sind:

1. Das Flugzeug erhält einen wagerechten Windstoß von hinten. Es durchfliegt plötzlich einen Raum mit größerer Luftgeschwindigkeit im Sinne der Flugbewegung (erste Art eines Luftloches). Richtige Steuerbewegung: Drücken!
2. Wagerechter Windstoß von vorn. Richtige Steuerbewegung: Ziehen!
3. Wagerechter Windstoß seitlich. Das Bestreben des Flugzeuges, die eingeschlagene Flugrichtung innezuhalten, gleicht den größten Teil der Beeinflussung aus. Steuerbewegung: Die Böenseite ansteuern!
4. Windstoß von unten. Steuerbewegung: Ruderlage beibehalten!
5. Windstoß von oben. Steuerbewegung: Ziehen!

Wr. **23/23. 21.**

Flugzeugbau. Brandschutz bei Flugzeugen (The Prevention of Fire). — Nach A. R. C.-Bericht 795, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 24, Nr. 21, 23. Mai 1923, S. 382 (½ Sp., o. Abb.).

Der jüngst herausgegebene Bericht Nr. 795 des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt behandelt die Brandverhütung in einmotorigen Flugzeugen (The Prevention of Fire in Singleengined Aircraft) und stellt folgende Forderungen auf:

1. Feuersicherer Brandspant zwischen dem Motor und dem übrigen Flugzeug.
2. Motorlagerung aus Metall; keinerlei brennbare Stoffe auf der Motorseite des Brandspantes.
3. Keine Gummimuffen oder weichgelötete Verbindungen in den Brennstoffleitungen auf der Motorseite des Brandspantes.
4. Ablauf und Durchlüftung aller Teile, wo sich Brennstoff bei Leckstellen sammeln kann.
5. Öltanks sollten nach Möglichkeit nicht auf der Motorseite des Brandspantes liegen und sollten sich bei Beschädigung frei nach außen entleeren.
6. Verwendung nur einer durch den Brandspant gehenden Brennstoffleitung mit nur einem Absperrhahn bei Feuergefahr.
7. Vergaseransaugöffnung außerhalb des Flugzeuges und gut entfernt von Auspuffrohren.
8. Bei Flugzeugen nur brandsichere Zündmagnete verwenden.
9. Brennstoffbehälter mit Sicherheitsventilen oder Aufreißwänden versehen und Vorkehrungen treffen, um Brennstoff und Brennstoffgas nach außen abzuführen.
10. Möglichst unbrennbare Stoffbekleidung in der Nähe des Motors.
11. Erstrebenswert sind möglichst gut gekühlte Auspuffrohre.

Wenn das Flugzeug beim Bruch in Brand gerät, so ist vermutlich der Brennstoff nicht die eigentliche Ursache, sondern eher die Berührung von Holz, Stoff, Ölschmutz od. dgl. mit den heißen Auspuffrohren. W. **23/24. 25.**

Flugzeugbau. Fliegen mit geringer Leistung (Flying With Low Power). — M. E. A. Wright, Vortrag vor der Vereinigung der Flugzeugkonstrukteure, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 24, Nr. 21, 23. Mai 1923, S. 379/382 (4 Sp. u. Abb.).

W. O. Manning hat einen schwachmotorigen Eindecker »Wren[1]) gebaut, der mit 3½ PS-Leistung geflogen ist. Der verwendete luftgekühlte Zweizylindermotor hat nur 400 cm³ Hubraum. Die sehr niedrige Flächenbelastung von 12,2 kg/m² erschwert allerdings das Fliegen bei böigem Wetter. Es ergibt sich dann soviel Mehraufwand an Luftwiderstand durch die fortgesetzten und starken Ruderausschläge, daß es sich empfiehlt, bei Gebrauchs-Kleinflugzeugen zu höheren Flächenbelastungen und Motorleistungen überzugehen. Überhaupt ist die Steuerbarkeit die wichtigste Frage. Die Frage der Landefähigkeit ist leicht gelöst. Schwieriger ist die der Start- und Steigfähigkeit. Auf gute Zusammenlegbarkeit ist zu achten. Das Abbremsen der kleinen Motoren ist schwierig; gewöhnlich wird bei Bewerben der Hubraum zugrunde gelegt, während die Drehzahl keinerlei Beschränkungen unterworfen ist.

Gegenüberstellung erfolgreicher Kleinflugzeugmotoren:

Flugzeug:	„Wren"-Eindecker	Dewoitine Eindecker
Motor:	A. B. C.-Zweizylinder	Clerget-Zweizylinder
Kühlung:	luftgekühlt	luftgekühlt
Hubraum cm³:	398	1130
Drehzahl am Boden U/min:	2600	1450
Drehzahl in der Luft U/min:	2900 (82 km/h)	1650
Höchstleistung PS:	∾ 8	∾ 15.

Die Flüge mit dem »Wren«-Eindecker haben gezeigt, daß man mit einem Motor von nur rd. 400 cm² Hubraum:

1. ohne äußere Hilfe mit Führer und Betriebsstoffen für 2 h vom Boden abkommen,
2. einen Geschwindigkeitsbereich zwischen 37 und 80 km/h und
3. eine Steiggeschwindigkeit zwischen 46 und 61 m/min erreichen kann,
4. mit etwa halber Motorleistung noch ein Wagerechtflug möglich ist,
5. eine unmittelbar angetriebene Luftschraube bei 2700 U/min noch einen brauchbaren Wirkungsgrad und genügende Geschwindigkeit liefert.

Aussprache: Sayers stimmt Wright darin zu, daß das schwachmotorige Flugzeug zu früh gekommen ist; erst hätte man die Segelflugzeuge noch besser durchbilden sollen. Es gibt dabei noch viel zu lernen; die Einführung des schwachen Motors verdeckt viele der auftauchenden Probleme und macht es leicht, durch Steigern der Leistung aerodynamische Fehler auszugleichen. O. T. Gnosspelius: Ein Eisenbahnzug hat eine Gleitzahl von 1:100, warum sollte das nicht auch ein Flugzeug erreichen können. Nach seinen Versuchen müßte man dicken Flügeln mißtrauen. Die Strömung scheint bei solchen, längst bevor der kritische Anstellwinkel erreicht ist, in

[1]) Umgebauter Bristol »Fighter«.

[1]) Ist vom engl. Air Ministry angekauft worden. D. Ber.

Digitized by Google

der Mitte abzureißen; das Versagen der Steuerung bei Gleitflugzeugen kann möglicherweise darauf zurückzuführen sein, daß die Ruder in der durch die dicken Flügel hervorgerufenen Totluft liegen. Wenn man schon dicke Flügel verwendet, so soll man eine starke Einwölbung der Unterseite vornehmen, um eine möglichst zugespitzte Hinterkante zu erreichen. Parrot: A. V. Roe hat schon vor vielen Jahren auf seinem Dreidecker mit einem 9 PS-Kraftradmotor fliegen können. Tilghman Richards warnt auf Grund eigener Erfahrungen vor der Peyret-Tandemsteuerung, die bei ungeschicktem Fliegen leicht zum Überziehen führt. W. O. Manning: Gnosspelius' Ansicht über dicke Flügel kann nicht beigestimmt werden. Die Ruder des »Wren«-Eindeckers sind normal bemessen worden und reichen aus. Ein voller Querruderausschlag könnte allerdings den Widerstand verdoppeln und zum Überziehen führen.

W. **23/24. 26.**

Flugzeugberechnung. Anstellwinkel in der Gipfelhöhe (Étude sur l'incidence de vol d'un avion au plafond). — A. Rateau, La Technique Aéronautique, Bd. 14, Nr. 16, 15. Februar 1923, S. 486/492 (7 S., 2 Zahlentaf., o. Abb.).

Über den Anstellwinkel eines Flugzeuges in der theoretischen Gipfelhöhe finden sich in der Literatur zwei Annahmen:

1. Anstellwinkel der Gipfelhöhe entspricht dem des geringsten Schraubenzuges, d. h. dem der besten Gleitzahl des ganzen Flugzeuges.
2. Anstellwinkel der Gipfelhöhe entspricht dem der geringsten aufgewendeten Leistung, d. h. der besten Steigzahl.

Diese beiden Werte unterscheiden sich beträchtlich; der letzte liegt gewöhnlich um etwa 3° höher als der erste.

Unter der Voraussetzung, daß Änderungen der Schlüpfung und des Schraubenwirkungsgrades unberücksichtigt bleiben und unter der Annahme, daß das Motordrehmoment von der Drehzahl unabhängig ist, was für gebräuchliche Standmotoren innerhalb des normalen Drehzahlbereichs gut zutrifft, ist Annahme 1 richtig, wenn die Schraube eine unveränderliche Form besitzt. Annahme 2 würde dagegen bei Verstelluftschrauben mit selbsttätiger Änderung der Steigung zum Gleichhalten der Drehzahl zutreffen. Genau genommen muß aber der Änderung des Schlupfes, die ja dem Anstellwinkel verhältig ist, und der des Schraubenwirkungsgrades, der mit dem Anstellwinkel abnimmt, Rechnung getragen werden. Bei Luftschrauben mit fester Steigung ist dann der Anstellwinkel beträchtlich vergrößert (um etwa 1°). Umgekehrt ist es dann bei Verstellschrauben. Die beiden wahren Anstellwinkel der theoretischen Gipfelhöhe unterscheiden sich dann nicht mehr viel (Analytische Durchführung an Hand der Luftschraubentheorie von Rateau mit Rechenbeispiel am Bréguet XIV-Doppeldecker 1918).

W. **23/23. 23.**

Flugzeugberechnung. Anstellwinkel in der Gipfelhöhe (Note sur l'angle de vol au plafond). — M. Constantin, La Technique Aéronautique, Bd. 14, Nr. 16, 15. Febr. 1922, S. 493/495 (3 S., 2 Schaub.).

Zeichnerisches Verfahren zum Auffinden des Anstellwinkels in der Gipfelhöhe. Schraubenleistung aus den Grundgleichungen des stationären Wagerechtfluges berechnen und abhängig von der Fluggeschwindigkeit für die verschiedenen Höhen auftragen. Motorleistung und Drehzahl für die verschiedenen Höhen und Geschwindigkeiten bestimmen und abhängig von der Geschwindigkeit auftragen. Nach Grimault ändert sich das Motordrehmoment unmittelbar mit der Luftdichte. Der Anstellwinkel der Gipfelhöhe ergibt sich aus dem bekannten Leistungsschaubild der erforderlichen und der verfügbaren Leistung, deren Schaulinien sich für die Gipfelhöhe berühren. Aus dem Berührungspunkt wird dann durch einfache Rückrechnung mit Hilfe der Flugzeugpolare der Anstellwinkel in Gipfelhöhe gefunden. Er liegt dem Anstellwinkel der günstigsten Steigzahl, d. h. dem der geringsten Leistung sehr nahe. (Betrachtung gilt nur für Luftschrauben mit unveränderlicher Steigung.)

W. **23 23. 25.**

Flugzeugberechnung. Anstellwinkel in der Gipfelhöhe. Betrachtungen zu dem Aufsatz von Constantin, vgl. 22/23. 25 (Réflexions au sujet de la note de M. Constantin). — A. Rateau, La Technique Aéronautique, Bd. 14, Nr. 16, 15. Februar 1923, S. 496/497 (2 S., o. Abb.).

Constantins Betrachtungsweise stimmt mit der von Rateau (vgl. 22/23. 23) überein, nur ist das zeichnerische Verfahren ungenauer als das rechnerische. Aber die Schlußfolgerung ist falsch. Lage des Berührungspunktes der beiden Schaulinien der Leistungen von der Form der Kurven abhängig. Das Motordrehmoment, bei Standmotoren von der Drehzahl wenig abhängig, ist der Flugzeuggeschwindigkeit nahezu verhältig. Schaulinie der Motorleistung daher, nicht wie bei Constantin nach oben, sondern nach unten ausgewölbt. Der Berührungspunkt der Leistungskurven daher dem Schaubildursprung näher als bei Constantin, was die analytische Betrachtung Rateaus bestätigt. W. **23/28. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Fokker C4-Aufklärungsdoppeldecker mit 500 PS-Napier-»Lion« bzw. 400 PS-Liberty vom Madrider Militärflugzeugwettbewerb. — L'Aéronautique, Bd. 5, Nr. 47, April 1923, S. 175 (1 Lichtb. m. kurz. Text).

Ähnelt in seinen Formen und in seinem Aufbau dem Fok D VII-Doppeeldecker, nur größer gehalten und ausgeprägter, nach vorn gestaffelter Oberflügel. Einstieliger, verspannungsloser Doppeldecker, mit großerem, nach vorn gestaffeltem Oberflugel. Querruder entlastet und nur im Oberflügel. Normales Leitwerk der Fokker-Verkehrsflugzeuge. Höhenflosse gegen Rumpfunterkante abgestrebt. Vierkantiger Stahlrohrrumpf. Sitze weit rückwärts und dicht hintereinander. Führersitz vorn, Beobachter dahinter im MG.-Drehkranz. Der Führer sitzt noch hinter dem Oberflügel. Betriebsstoffe zwischen Führer und Motor. Fahrgestell mit acht Streben und sechs Befestigungspunkten am Rumpf, ähnelt dem der Verkehrsflugzeuge. Leicht gewölbter Bugkühler; dicht davor die zweiflüglige Luftschraube. Ursprünglich 400 PS-Liberty-Motor, jetzt 500 PS-Napier-»Lion«-Motor. W. **23/22. 15.**

Flugzeugteile. Brennstoffwagen für Flugplätze (Un chariot distributeur d'essence). — L'Aéronautique, Bd. 5, Nr. 46, März 1923, S. 117 (1 Lichtb. m. Text).

Viereckiger genieteter Brennstofftank, der durch zwei große bereifte Räder und zwei Lenkrollen von Hand fahrbar ist und oben eine Kreiselpumpe mit Handantrieb und einem Brennstoffmesser besitzt. Der Brennstoff wird durch Wildleder gefiltert in einen etwa 2 m langen Metallschlauch mit selbsttätigem Endverschluß gedrückt. Hersteller: Compagnie pour la Fabrication des Compteurs et Matériel d'Usines à Gaz. W. **23/19. 25.**

Literatur. Berichte des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt. — Flight, Bd. 15, Nr. 19, 10. Mai 1923, S. 258 (12 Zl., o. Abb.).

Fortsetzung von 23/18. 15.

Nr. 753. Untersuchung der Windkräfte und Momente an Modellen des Caquot-Fesselballons (An Investigation of the Wind Forces and Moments acting on Models of the Caquot Kite Balloon). L. F. G. Simmons und H. Bateman, Juni 1920.

Nr. 816. Vergleich der aerodynamischen Eigenschaften zwern Modellflügel gleichen Querschnitts mit rechteckigen und abgerundeten Flügelenden (A Comparison between the Aerodynamic Properties of Two Aerofoils of the Same Section, but with Square and Rounded Wing Tips Respectively). W. L. Cowley und C. N. H. Lock, August 1921.

Nr. 817. Windkanalmessungen an einem Fokker-Doppeldecker (Wind Tunnel Tests on a Fokker Biplane). W. L. Cowley, September 1921. W. **23/20. 24.**

Motorbeschreibung. 10 PS-Le Rhone-Zweizylinder-Motor mit Luft-Kühlung für Kleinflugzeuge. — C. Martinot-Lagarde, L'Aéronautique, Bd. 5, Nr. 45, Febr. 1923, S. 61 (kurze Angab., o. Abb.).

Luftgekühlter Zweizylinder mit gegenüberliegenden Zylindern. Die Hilfsgerate machen etwa das halbe Motorgewicht aus. Planeten-Untersetzungsgetriebe.

Leistung bei 4000 Umdr./min	10 PS
Bohrung	68,5 mm
Hub	54 mm
Untersetzungsverhältnis	1:3
Motorgewicht	18 kg
Motoreinheitsgewicht	1,8 kg/PS

W. **23/20. 27.**

Motorverdichtung. Einflüsse auf den Verpuffungsvorgang (The Background of Detonation). — St. W. Sparrow, National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note Nr. 93, S. 1/7 (17 S., 5 Schaub., 4 Skizz.).

(Bekannte Auslassungen über Gaszustände vor vor und nach der Verdichtung, Ladetemperatur, Größe der Vorzündung, Verdichtungsverhältnis, Lage der Zündkerzen in ihrer Beziehung zum Verpuffungsenddruck.) Wr. **23/21. 19.**

Teuerungszahl des Buchhandels am 26. Juli: 25000.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

OCT 1 2 1923

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

15. u. 16. Heft | **München, 31. August 1923** | **14. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel zu M. 77000 für den Monat August und zu M. 400000 freibleibend für den Monat September bezogen werden. Mit Ausnahme der nachstehend genannten Länder werden Lieferungen nach dem Ausland unter Verrechnung der durch die direkte Versendung verursachten Porto- und Verpackungskosten durchgeführt. — Für folgende Länder gelten Auslandspreise, die sich auf den vollständigen Jahrgang beziehen, einschl. Portokosten: Belgien (Fr. 25.—), Dänemark (Kr. 10.—), Finnland (Marka 40.—), Frankreich (Fr. 25.—), Großbritannien (sh. 8.—), Japan (Jen 4.—), Jugo-Slavien (Dinar 55.—), Italien (Lire 30.—), Luxemburg (Fr. 25.—), Niederlande (fl. 5.—), Norwegen (Kr. 10.—), Rumänien (Lei 115.—), Schweden (Kr. 8.—), Schweiz (Fr. 10.—), Spanien (Pes. 12.—), Tschechoslovakische Republik (Kr. 30.—), V. St. A. (Doll. 2.—). — ***Es wird gebeten, nur bankfähige Zahlungsmittel zu überweisen.*** — Portokosten dürfen am Bezugspreis nicht in Abzug gebracht werden.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisuugen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Grundpreise von M. —.05 × Buchhändler-Schlüsselzahl (Entwertungsziffer) am Tage des Erscheinens für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.

Schluß der Anzeigenannahme am 11. u. 26. jeden Monats.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Vierteljahres Rechnung für das kommende Vierteljahr zugestellt. Die Bezahlung hat auf unser Postscheckkonto München 4412 oder durch Banküberweisung zu erfolgen. Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Die Sinkgeschwindigkeit der Segelflugzeuge. Von H. B. Helmbold, Göttingen. S. 121.
Bedenken gegen die Anwendung des Schiefersteinschen Prinzips in der Flugtechnik. Von M. Schrenk. S. 122.
Erwiderung auf die Ausführungen des Herrn Schrenk. Von Schieferstein. S. 123.
Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (Dr. Schaffran) für die Praxis. Von Georg König, Berlin. S. 124.
Neuzeitliche Hallen für Flugzeuge. Von Sattler. S. 127.
Buchbesprechung. S. 128.
Luftfahrt-Rundschau. I. Allgemeine Nachrichten. S. 129. — II. Techn. Nachrichten. S. 130. — **Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt.** S. 132.

Flugzeugbedarf,

Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente
und sämtliches Zubehör liefert preiswert (30)

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266. Spenerstraße 34.

Stelle als Volontär

wird von 19jährigem Techniker (Absolvent einer höh. Staatsgew.-Schule, 1 Jahr prakt. Tätigkeit) in fliegerischem Unternehmen gesucht. Eventuell auch Ausland. Gefällige Zuschriften an ALFRED DÖTTLINGER in KIRCHDORF a. d. Krems, Ob.-Öst., Linzerstr. 78.

Ich zahle Liebhaberpreise für Flugpost!

Echt geflogene Briefe und Karten mit und ohne Marken aller Zeiten und Länder sowie gebrauchte und ungebrauchte Ansichtskarten, Privat-, Reklame- und Festgelegenheitsmarken von Schauflügen, Zeppelin- und Ballonposten.

Eine Durchsicht alter Korrespondenzen lohnt sich wirklich; denn ich zahle für alles auf die Luftpost Bezughabende Liebhaberpreise. Auch neuere Luftpostlinien, die besondere Flug- oder Stempel-Vermerke führen, interessieren mich, und ich bitte um Einsendung.

A. Berezowski, ehem. Fliegeroffizier,
Görlitz, Augustastraße 29.

Dietrich-Gobiet-Flugzeugwerk A.G.

Telephon: 685 **Cassel, Wolfsangerstr. 21a** Telegr.-Adr.: Digoflug

Wir liefern

kleine, zweisitzige **Sportflugzeuge** sowie achtsitzige **Verkehrsflugzeuge**

Verlangen Sie unsere Drucksache Dr. 9

Leipziger Herbstmesse 26. August bis 1. September, Halle I, Stand 116/119.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

15. u. 16. Heft | 31. August 1923 | 14. Jahrgang

Die Sinkgeschwindigkeit der Segelflugzeuge.[1])

Von H. B. Helmbold, Göttingen.

1. Einleitung und Inhaltsangabe.

Die bisher üblichen Verfahren zur Darstellung der Sinkgeschwindigkeit in ihrer Abhängigkeit vom Streckungsverhältnis[2]) schlagen den Umweg über die punktweise Umrechnung des Polardiagramms ein. Es wird im folgenden eine Näherung für die unmittelbare aerodynamische Beziehung der geringsten Sinkgeschwindigkeit zu den hauptsächlichen Entwurfsgrößen des Flugzeugs mitgeteilt und in einer Rechentafel dargestellt. Mit Hilfe eines empirisch gewonnenen festigkeitstechnischen Zusammenhangs zwischen Fluggewicht und Flügelabmessungen läßt sich dann das Fluggewicht aus der aerodynamischen Beziehung ausmerzen, so daß sich ein Zusammenhang zwischen geringster Sinkgeschwindigkeit und geometrischen Eigenschaften des Tragflügels ergibt, durch den nach Wahl oberer Grenzen für Spannweite und Streckungsverhältnis der erste Entwurf des Flugzeugs in großen Umrissen festgelegt ist.

2. Die Gleichungen der Sinkgeschwindigkeit und der Gütezahl.

Die Sinkgeschwindigkeit ist näherungsweise gleich

$$v_s = \sqrt{\frac{2\varphi}{\varrho\,\xi}} \text{ in ms}^{-1}, \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

wenn φ die Flächenbelastung G/F in kgm^{-2}, $\varrho = 0{,}125$ kgm^{-4}s^2 die als unveränderlich angenommene Luftdichte und $\xi = c_a^2/c_w^2$ die »Steigzahl« bedeuten. v_s wird ein Mindestwert $v_{s\min}$ für den Anstellwinkel des Größtwerts $\xi_{\max}$. Diese Größe hängt nur ab von der ideellen Widerstandszahl $c_{w\infty} = 0{,}01\, C_{w\infty}$ des ganzen Flugzeugs d. h.: Profilwiderstandszahl plus auf die Flügelfläche bezogenen, nichttragenden Widerstand, und vom Streckungsverhältnis $\Lambda = b^2/F$ des Tragflügels[2]), wenn b die Spannweite in m und F die Flächengröße in m^2 bedeuten. Die Abhängigkeit läßt sich herleiten, indem man die Widerstandszahl c_w des Flugzeuges in den soeben erläuterten ideellen Anteil $c_{w\infty}$ des Flugzeuges und den induzierten Anteil des Tragflügels $c_{wi} = c_a^2/\pi\Lambda$ zerlegt und als $c_w = c_{w\infty} + c_a^2/\pi\Lambda$ in ξ einsetzt. ξ wird dann ein Höchstwert $\xi_{\max}$, wenn $d\xi/dc_a = 0$. Nach Ausführung dieser Differentiation und einigen Umformungen ergibt sich als Bedingung

$$c_a = \sqrt{3\pi\Lambda\varphi_{w\infty}} \quad \text{und daraus} \quad c_w = 4\,c_{w\infty}.$$

Der gesuchte Höchstwert ist

$$\xi_{\max} = \frac{(3\pi)^{1,5}}{16}\,\Lambda^{1,5}\,c_{w\infty}^{-0,5} \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

und die geringste Sinkgeschwindigkeit in ms^{-1} gleich

$$v_{s\min} = \frac{16}{(3\pi)^{0,75}}\,G^{0,5}\,F^{0,25}\,c_{w\infty}^{0,25}\,b^{-1,5}$$
$$= 0{,}941\,\Lambda^{-0,75}\,\varphi^{0,5}\,c_{w\infty}^{0,25} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

Unter gleichen Bedingungen folgt die zugehörige Gütezahl $(c_a/c_w)_{vs}$ gleich

$$E_{vs} = \frac{(3\pi)^{0,5}}{4}\,b\,F^{-0,5}\,c_{w\infty}^{-0,5}$$
$$= 7{,}677\,\Lambda^{0,5}\,c_{w\infty}^{-0,5} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

[1]) Die Schriftleitung hat sich entschlossen, diesen Aufsatz im Anschluß an die Arbeit »Die bestmögliche Steigzahl« von W. Klemperer und Th. Bienen auf S. 70 dieses Jahrganges aufzunehmen, obwohl einzelne Gedankengänge dieselben sind. Der Aufsatz von Herrn Helmbold hat der Schriftleitung im Herbst vergangenen Jahres zur Aufnahme in die ZFM vorgelegen; er wurde damals nicht veröffentlicht, da der Schriftleitung das behandelte Gebiet ausreichend erörtert schien und weil dringlichere Aufsätze zum Druck vorlagen. Die Herren W. Klemperer und Th. Bienen hatten von der Arbeit des Herrn Helmbold keine Kenntnis.

Die Schriftleitung.

[2]) Es wird damit, dem Vorgehen der Italiener folgend, vorgeschlagen, neben dem Seitenverhältnis $\lambda = F/b^2$ das »Streckungsverhältnis« $\Lambda = b^2/F$ und entsprechend neben der Gleitzahl $\xi = c_w/c_a$ die »Gütezahl« $E = c_a/c_w$ einzuführen.

Eine der vorhergehenden entsprechende Herleitung führt auf Grund der Bedingungen

$$dE/dc_w = 0;\ c_w = 2\,c_{w\infty} \quad \text{oder} \quad dE/dc_a = 0;\ c_a = \sqrt{\pi\Lambda c_{w\infty}}$$

auf den Höchstwert der Gütezahl $(c_a/c_w)_{\max}$ gleich

$$E_{\max} = 0{,}5\,\pi^{0,5}\,b\,F^{-0,5}\,c_{w\infty}^{-0,5}$$
$$= 8{,}862\,\Lambda^{0,5}\,c_{w\infty}^{-0,5} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

Die zugehörige Sinkgeschwindigkeit ist

$$v_{sE} = \frac{8}{\pi^{0,75}}\,G^{0,5}\,F^{0,25}\,c_{w\infty}^{0,25}\,b^{-1,5}$$
$$= 1{,}08\,\Lambda^{-0,75}\,\varphi^{0,5}\,c_{w\infty}^{0,25} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (6)[1])$$

und die zugehörige Fluggeschwindigkeit

$$v_E = \frac{4}{\pi^{0,25}}\,G^{0,5}\,b^{-0,5}\,F^{-0,25}\,c_{w\infty}^{-0,25}$$
$$= 9{,}5\,\varphi^{0,5}\,\Lambda^{-0,25}\,c_{w\infty}^{-0,25} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7)[1])$$

Wir haben damit das bedeutsame Ergebnis, daß der Mindestwert der Sinkgeschwindigkeit mit der 1,5. Potenz der Spannweite abnimmt und mit der 0,5. Potenz des Fluggewichtes und den 0,25. Potenzen der Flügelfläche und der ideellen Widerstandszahl wächst.

Die Reichweite des Gleitfluges dagegen wächst mit der 1. Potenz der Spannweite und nimmt mit den 0,5. Potenzen der Flügelfläche und der ideellen Widerstandszahl ab.

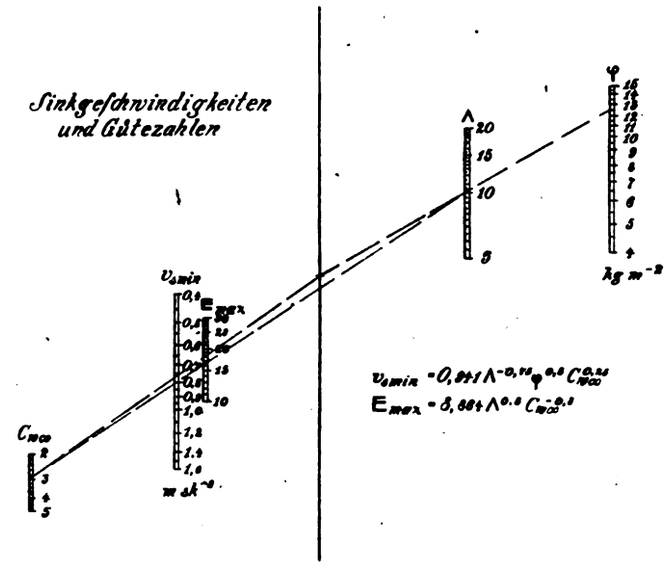


Abb. 1.

Die Gleichung (3) und (5) sind in einem Rechenblatt (Abb. 1) dargestellt[2]).

Die Gleichung (3) ist solange von ausreichender Genauigkeit, als das $C_{w\infty}$ in dem benutzten Anstellwinkelbereich hoher Auftriebszahlen als Festwert angesehen werden kann, d. h.: wenn Flügelschnitte mit großem Höchstauftrieb und günstige Gesamtanordnungen (Hochdecker) verwendet werden und solange das Streckungsverhältnis gewisse Werte nicht überschreitet, die beispielsweise bei der Vampyr-Bauart in der Gegend von $\Lambda = 16$ liegen, wo die Abweichung der theoretischen von der wirklichen Sinkgeschwindigkeit bereits etwa 8 vH beträgt, während sie noch bei $\Lambda = 13$ nur 3 vH ausmacht. Der theoretische Wert von $v_{s\min}$ wird bei den höheren Λ in Wirklichkeit deshalb überschritten, weil der bedingende Wert von c_a bei diesen schon über dem oberen Abreißpunkt — der Punkt oder die Gegend, wo die Polare mehr oder weniger scharf von der Randwiderstandsparabel abbiegt — liegt, doch läßt sich voraussichtlich durch geeignete Ausbildung der Flügelschnitte dieser obere Abreißpunkt noch höher hinausschieben. Die genannte Einschränkung des Gültigkeitsbereiches der Formel für $v_{s\min}$ verbietet ihre unbegrenzte

[1]) Die Gleichungen (6) und (7) waren in der ursprünglichen Fassung des Aufsatzes nicht enthalten.

[2]) Die Handhabung der Tafel ergibt sich aus dem eingezeichneten Rechenbeispiel: Gegeben: $\psi = 12{,}5$; $\Lambda = 10$; $C_{w\infty} = 3$; damit folgt: $v_{s\min} = 0{,}77$ und $E_{\max} = 16$.

Digitized by Google

Anwendung für die Bestimmung der oberen technischen Grenze des Streckungsverhältnisses. Dagegen ist Gleichung (5) praktisch unbegrenzt gültig. Da die Betzsche Umrechnungsformel, auf die mitgeteilten Gleichungen aufgebaut sind, streng nur bei elliptischer Auftriebsverteilung gilt, ist bei Flügeln mit hohem Streckungsverhältnis dafür zu sorgen, daß diese Voraussetzung praktisch erfüllt ist. Die Abweichung der Auftriebsverteilung rechteckiger Flügel von der günstigsten, der elliptischen, und damit der Randwiderstand, wachsen nämlich mit zunehmendem Streckungsverhältnis zuerst langsam, dann rascher (vgl. Betz, Tragflügeltheorie, Ber. u. Abh. der WGL, Heft 2).

3. Fluggewicht und Flügelabmessungen.

Von praktischem Interesse für den Konstrukteur wird die Gleichung (3) erst, sobald er über die festigkeitstechnische Beziehung des Fluggewichtes zu den Flügelabmessungen verfügt.

Man kann versuchen, diese Beziehung auf Grund der Gewichtszerlegung ausgeführter Segelflugzeuge mit Hilfe einfacher Annahmen über die Änderung der Teilgewichte mit Flügelfläche und Spannweite zu entwickeln. So wäre etwa anzusetzen das Gewicht der Holmgurte gleich $k_1 (G—G_F) b^2/F$; das der Flügelrippen gleich $k_2 GF^2/b^3$, das des Leitwerkträgers gleich $k_3 F^3/b^2$ usw. (G bedeutet das Fluggewicht, G_F das Flügelgewicht und G_{Fu} das Führergewicht.) Dann ergibt sich das Flügelgewicht in der Form

$$G_F = G \cdot \Sigma k_m b^{\alpha_m} F^{\beta_m} + G_F \cdot \Sigma k_n b^{\alpha_n} F^{\beta_n} + \Sigma k_p b^{\alpha_p} F^{\beta_p}$$
$$= \frac{G \cdot \Sigma k_m b^{\alpha_m} \beta_m + \Sigma k_p b^{\alpha_p} F^{\beta_p}}{\Sigma k_n b^{\alpha_n} F^{\beta_n}} = \frac{M \cdot G + P}{N}$$

und das Fluggewicht als

$$G = G_F + G_{Fu} + \Sigma k_q b^{\alpha_q} F^{\beta_q} = G_F + G_{Fu} + Q$$
$$= \frac{M \cdot G_{Fu} + PQ}{N - M}.$$

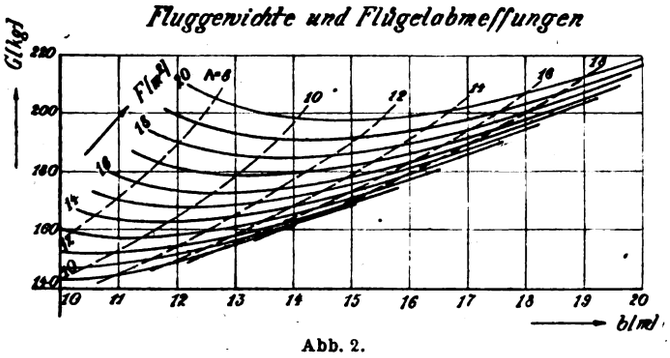


Abb. 2.

Das Ergebnis eines solchen Versuchs ist in der Kurventafel (Abb. 2) mitgeteilt, und zwar für freitragende, einholmige Einsitzer-Rumpfhochdecker mit dicken Tragflügeln, als drehfeste Röhre ausgebildeter Eintrittskante, trapez- oder rechteckförmigem Flügelumriß und rechteckigem Querschnitt des Sperrholzrumpfes (Bauart der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Hannover). Die in der Tafel enthaltenen Werte sind aus Rücksichten der Entwurfspraxis eher zu hoch als zu niedrig angegeben; es empfiehlt sich, in Festigkeitsrechnungen um 5 bis 10 vH verminderte Werte einzusetzen. Es soll ausdrücklich betont sein, daß es sich bei vorliegendem Versuch nur um einen Festigkeits-, nicht aber elastizitätstechnischen Überschlag handelt, daß also bei ungewöhnlich hohen Streckungsverhältnissen die Flügel noch hinsichtlich der zulässigen Formänderungen, insbesondere Verdrehungen, durchzurechnen sind.

4. Segelflugzeuge kleinster Sinkgeschwindigkeit.

Mit Hilfe der Beziehung zwischen Fluggewichten und Flügelabmessungen läßt sich nun aus der Gleichung (3) das Gewicht ausmerzen, und es bleiben als Bestimmungsstücke für $v_{s\min}$ nur noch b, F und $C_{w\infty}$ übrig. Die Spannweite ist durch Unterbringungsrücksichten und durch das Anwachsen der Trägheitsmomente um die Längsachse begrenzt, und die ideelle Widerstandszahl des Flugzeuges läßt sich wohl kaum unter den Wert $C_{w\infty} = 2{,}5$ herabdrücken. Es bleibt dem Konstrukteur also nur noch, eine obere Grenze für das Streckungsverhältnis zu wählen, und der erste Entwurf ist in seinen wesentlichen Grundzügen bereits festgelegt. Diese Grenze liegt beim gegenwärtigen Stande des Segelflugzeugbaues schätzungsweise zwischen Λ gleich 18 und Λ gleich 23, wo die Verschlechterung durch das Anwachsen von φ die Verbesserung durch den Gewinn an $\xi_{\max}$ voraussichtlich schon aufgewogen hat.

Bedenken gegen die Anwendung des Schiefersteinschen Prinzips in der Flugtechnik.

Von M. Schrenk.

Durch seine Veröffentlichungen über mechanisch schwingbare, abgestimmte Systeme in der Technik hat Schieferstein großes Aufsehen unter den Fachleuten erregt. Es ist zu befürchten, daß die Anwendung dieses Prinzips (das dem wissenschaftlich gebildeten Ingenieur übrigens schon von der Hochschule her geläufig sein sollte) in der vorgeschlagenen Ausdehnung zu Mißerfolgen führen wird, die auch schließlich den berechtigten Kern der Sache diskreditieren können.

In der Flugtechnik erwartet Schieferstein die Lösung des Schwingenfluges durch seine Theorie. Da der menschliche Schwingenflug durch die Möglichkeit von Abflug und Landung auf beschränktem Platz, des Flugs am Ort, sowie einer vielleicht erzielbaren höheren Ausnutzung der Motorleistung trotz der vielen vergeblichen Aufwendungen von Scharfsinn und Geld immer wieder zur Verwirklichung herausfordert, so mag es angebracht sein, angesichts der scheinbar gefunden Lösung auf die grundsätzlichen Schwierigkeiten hinzuweisen, die nach wie vor bestehen.

Die Schiefersteinschen Ableitungen zeichnen sich aus durch einen Mangel an zahlenmäßigen Nachweisen der Vorteile, die die Anwendung seines Prinzips ergeben soll. Dadurch werden gefühlsmäßigen Schlüssen und Trugschlüssen Tür und Tor geöffnet. Wie steht es nun in Wirklichkeit mit diesen Vorteilen?

v. Mises hat am Sprechabend mit größtem Recht darauf hingewiesen, daß es sich bei der ganzen Sache nur um eine Ersparung an Reibungsarbeit handeln könne. Denn beim Kurbeltrieb mit rotierender Schwungmasse, der in der Technik durchgängig zur Erzeugung hin und her gehender Bewegungen verwandt wird, tritt ja kein Verlust durch Beschleunigungsenergie ein; diese wird vielmehr in Form von Drehwucht aufgespeichert und wieder abgegeben. Nur können dadurch starke Drücke in den Lagern hervorgerufen werden, die Reibungsverluste verursachen. Diese Reibungsverluste werden zum größten Teil vermieden, wenn das hin und her gehende System an Federn aufgehängt ist, durch die seine Beschleunigungskräfte unmittelbar aufgefangen werden — wenn nämlich der Antrieb elastisch gekuppelt ist und dieselbe Frequenz wie das schwingende System besitzt.

Es ist hier nicht der Ort, nachzuweisen, daß bei den meisten Kraft- und Arbeitsmaschinen eine starre Kupplung mit einem Schwungrad nicht zu entbehren ist, damit der Mangel des schwingenden Systems an lebendiger Energie in der Nähe der Umkehrpunkte durch den Schwung der ungefähr gleichförmig umlaufenden Masse ausgeglichen wird. Eine Feder vermag das nicht zu ersetzen, da die von ihr ausgeübte Kraft eine beschränkte ist, und nicht, wie eine Trägheitskraft, mit der Starrheit des auftretenden Widerstandes wächst.

Zahlenmäßig läßt sich der Leistungsgewinn nur an Hand bestimmter Beispiele festlegen. Allgemein kann etwa folgendes gesagt werden:

Die Reibungsverluste eines derartigen Systems setzen sich zusammen aus dem durch die Trägheitskräfte verursachten Verlust L_{RT} und dem durch die Arbeitsleistung verursachten Anteil L_{RA}.

Der gesamte Reibungsverlust ist

$$L_R = L_{RT} + L_{RA}$$

und der mechanische Wirkungsgrad beispielsweise einer Arbeitsmaschine, wenn L_A die zugeführte Leistung bedeutet,

$$\eta_{\text{mech}} = \frac{L_A - L_R}{L_A}.$$

Sind die vom schwingenden System nutzbar ausgeübten Kräfte groß gegen die auftretenden Trägheitskräfte, so wird die zugeführte Leistung sehr groß gegen den Anteil L_{RT} an den Reibungsverlusten. In diesem Fall ist auch der durch Verminderung von L_{RT} erzielte Gewinn an η_{mech} sehr gering. Wenn man diesen Zusammenhang klar überschaut, so verfällt man nicht den Schlüssen, die für den oberflächlichen Beurteiler als Gefahr hinter den Schiefersteinschen Darlegungen lauern.

Zur Anwendung seines Prinzips auf den Schwingenflug zeigt uns Schieferstein zwei Wege.

Vortrieb kann erzeugt werden durch langsame Schwingungen des ganzen Tragflügels oder großer Teile desselben. Dieser Vortrieb, den man sich teils durch einfache mechanische Ableitung, teils durch den in Versuchen bestätigten Knoller-Betz-Effekt erklären kann, wäre voraussichtlich mit einem recht guten aerodynamischen Wirkungsgrad behaftet, besonders bei langsamen Flugzeugen, da sehr

Digitized by Google

große Luftmassen dabei in Bewegung gesetzt werden. Jedoch verschwindet uns hiebei der »Schieferstein-Effekt« unter den Händen, da die Trägheitskräfte eines solchen Systems von relativ geringem Gewicht mit einer Schwingungsdauer von der Größenordnung 1 s ziemlich gering bleiben gegenüber dem enormen Luftwiderstand einer derartigen Fläche. Dies wäre wohl leicht zahlenmäßig nachzuweisen. Anders angesehen: das schwingbare System des an Federn aufgehängten Flügels wird durch den Luftwiderstand in der Schlagrichtung eine derart starke Dämpfung erleiden, daß von einer richtigen Eigenschwingung keine Rede mehr sein kann. Ein derartiger Flügel nähert sich in seinem Verhalten einem Pendel in Öl. Damit schwindet auch die Möglichkeit einer resonanzartigen Anregung dieses Systems durch elastische Kupplung, und man bleibt auf zwangsläufige Bewegung der Flügel angewiesen.

Der andere Weg, kleine Vortriebsflügel in hoher Frequenz schwingen zu lassen, ergibt dagegen infolge der großen, dabei auftretenden Beschleunigungen voraussichtlich Systeme genügender Schwingungsfähigkeit. Wegen der großen Trägheitskräfte kann sich jedoch diese Ausführung nur auf Teile des Tragflügels erstrecken, und zwar nur auf die leichtesten. Über die Vortriebswirkung eines solchen Zitterflügels ist man noch völlig im unklaren. Qualitative Vergleiche mit den Insektenflügeln sind als Beweis für guten Wirkungsgrad ganz unstatthaft, da sowohl die bei Insekten zur Verfügung stehende Leistung im Verhältnis zum Gewicht ganz enorm ist (der Floh springt das 200 fache seiner Körperlänge), als auch wenig erforschte Kennwertseinflüsse eine bedeutende Rolle spielen können. Sichere Unterlagen über die Größe des Vortriebs würden durch sorgfältige Modellversuche im Rundlauf erhalten werden. Voraussichtlich wird der Wirkungsgrad dieses Antriebs wesentlich unter dem der langsam bewegten Schlagflügel bleiben.

Außerdem hat ja Schieferstein selbst darauf hingewiesen, daß die Natur fast in allen Fällen auf Abstimmung verzichtet, was er z. B. am Libellenflügel durch einen Versuch festgestellt hat.

Somit sinkt auch hier vorläufig die Aussicht auf erfolgreiche Verwirklichung dieses Prinzips auf ein geringes Maß herab.

Nebenbei sei auf die Gefährlichkeit der Verwendung von Federn an entscheidenden Teilen der Flugzeuge erneut hingewiesen. Ein Lager hält ja auch nicht ewig, aber es läßt jederzeit seinen Zustand erkennen, während Ermüdungserscheinungen bei Federn, die zum plötzlichen Bruch führen können, vorher gar nicht festzustellen sind.

Was schließlich die Anwendung des Prinzips auf den Entenflug der Vögel betrifft, so kann man sich des Eindrucks nicht erwehren, daß hier die willige Phantasie einem leicht begreiflichen Wunschgedanken allzusehr nachgegeben hat.

Erwiderung

auf die Ausführungen des Herrn Schrenk.

Von Schieferstein.

Ich glaube in den Ausführungen des Herrn Schrenk, in denen er einerseits hervorhebt, daß dem wissenschaftlich gebildeten Ingenieur die Anwendung mechanisch schwingender Systeme von der Hochschule her geläufig sein muß und anderseits vor voreiligen Schlüssen und Trugschlüssen warnt, einen gewissen Widerspruch konstatieren zu müssen. Entweder es handelt sich um ein Prinzip, welches dem Ingenieur wirklich geläufig ist — dann sind wohl Trugschlüsse ausgeschlossen — oder das angewendete Prinzip ist kein allgemein geläufiges Prinzip — dann wären vom wissenschaftlichen Standpunkt aus Versuche und Untersuchungen zu empfehlen.

Furcht vor einem neuen Gebiete kennt doch die Wissenschaft nicht, und Warnungen sind somit wohl um so weniger am Platze, als gerade in der Flugtechnik in Deutschland die Bemühungen, weiterzukommen, von anderer Seite genügend eingeengt worden sind.

Demgegenüber könnte man sich viel eher die Frage vorlegen, ob nicht auf Grund des Ausübungsnachweises, der in England, in Frankreich und in anderen Ländern eingeführt ist, die Gefahr besteht, daß im Auslande rascher Resultate mit schwingenden abgestimmten Systemen in der Flugtechnik erzielt werden als bei uns.

Es ist richtig, daß die Vorteile, welche sich bei Anwendung abgestimmter schwingender Systeme ergeben, noch nicht in ausgiebigem Maße mit Zahlen belegt werden können; aber dies ist auch selbstverständlich. Denn jedes neue Gebiet entwickelt sich aus einer Idee heraus, die das erste Stadium darstellt. Das zweite Stadium ist in der Regel dann erreicht, wenn der praktische Nachweis der Durchführbarkeit gelingt, und erst das dritte und letzte Stadium bringt die durch lange Versuchsreihen und mühsame Untersuchungen gewonnenen Zahlenreihen.

Im vorliegenden Falle ist das letzte Stadium eben noch nicht erreicht. Dafür ist es aber gelungen, bei einer ganzen Reihe von Gebieten den praktischen Nachweis der Anwendbarkeit zu führen. Es existieren zwar auch eine Reihe von durch Versuche und Untersuchungen gewonnenen Zahlen. Es wäre aber doch wohl falsch und übereilt, wenn man jetzt schon solche Zahlen veröffentlichen und nicht abwarten wollte, bis eine Sichtung und Ordnung bzw. eine Sicherung und Festigung durch genügende Häufung von Resultaten vorliegt.

Wenn ich an vielen Orten von schädlicher Wirkung durch Massenbeschleunigung sprach und nur an einzelnen Stellen darauf hingewiesen habe, daß durch diese Massenbeschleunigung verlustbedingende Reibung erzeugt wird, so glaubte ich diesen selbstverständlichen Hinweis nicht immer wiederholen zu müssen, weil ganz allgemein bekannt ist, daß Verlustleistungen in Mechanismen in allen Fällen und unter allen Umständen in Wärme umgewandelt werden. Hier handelt es sich also wirklich um einen jedem Ingenieur geläufigen Vorgang, den ich auch deswegen nicht in jedem Einzelfall umschrieben habe, um nicht genötigt zu sein, darauf hinzuweisen, daß nicht durch Reibung allein, sondern auch durch Stoß Wärme erzeugt und damit Verluste hervorgerufen werden müssen. Im übrigen werden die Verluste durch Reibung ganz außerordentlich unterschätzt, und dies dürfte auch vermutlich bei der Beurteilung des Herrn Schrenk der Fall sein.

Einer Masse von 30 kg, die durch Kurbel und Schwungmasse hin und her bewegt wird, muß bei einem Kurbelradius von 25 cm und einer Schwingung pro Sekunde zweimal Energie in der Größe $\frac{m \cdot v^2}{2}$ zugeführt und zweimal dieses Energiequantum entzogen werden, d. h. die Energie $\frac{m \cdot v^2}{2}$ muß viermal durch das Gestänge hindurch transportiert werden, ihre Größe beträgt somit

$$2\,\mathrm{m} \cdot v^2 = 2 \cdot \frac{30}{g} \cdot 1{,}57^2 = 15\ \mathrm{mkg}$$

oder, da es sich um eine Schwingung pro Sekunde handelt = 0,2 PS. Bei 1500 Schwingungen pro Minute, d. s. 25 Schwingungen pro Sekunde, steigt somit die durch Massenbeschleunigung hervorgerufene Leistung, die zwischen der Kurbel und dem hin und her gehenden Kreuzkopf beständig durch das Gestänge transportiert werden muß, auf

$$0{,}2 \cdot 25^3 = 3125\ \mathrm{PS}.$$

Die Leistungen an sich gehen allerdings nicht verloren, aber ein gewisser Prozentsatz wird hiervon doch in Wärme umgewandelt.

Nehmen wir an: Es sollen bei dem 50maligen Druckwechsel pro Sekunde auch nur 5 vH durch Reibung verloren gehen, so betragen die Verluste im Gestänge allein 156,25 PS. Der beschriebene Mechanismus verbraucht also dann im Gestänge allein eine Leerlaufleistung von 156,25 PS.

(Gewiß sind die bei vorstehendem Beispiel verwendeten Zahlen absichtlich so gewählt, daß ein auffallendes Resultat herauskommt; immerhin aber sind doch die einzelnen Größen:

das Gewicht des Kreuzkopfes mit 25 kg,
der Hub mit 50 cm und
die Geschwindigkeit mit 1500 Umdr./min,

jede für sich ohne weiteres vorstellbar.)

Es tritt demnach entgegen der Behauptung des Herrn Schrenk ein ganz bedeutender Verlust in Form von Wärme auf, der durch Massenbeschleunigung veranlaßt wird.

Es genügt also nicht, den Zusammenhang zwischen Nutz- und Verlustdämpfung und Nutzeffekt klar zu überschauen, sondern man muß auch die Größenordnung der in Frage kommenden Zahlen übersehen. Wer diese Zahlen einmal rechnerisch oder durch Versuche festgestellt hat, der weiß, daß der oberflächlich beurteilende Ingenieur niemals überschätzt, sondern in fast allen Fällen unterschätzt. Die Gefahren, die hinter dem vorliegenden Problem lauern, sind daher in der umgekehrten Richtung zu suchen.

Sobald Herr Schrenk sich über die Größe der genannten Reibungsverluste zahlenmäßig Rechenschaft gibt, ist zwischen ihm und mir vollkommene Übereinstimmung vorhanden, denn daß bei Anwendung schwingungsfähiger elastisch gekoppelter Systeme diese Verluste beseitigt werden, und nur noch innerhalb des Schwingsystems Verluste auftreten, wird in den Ausführungen des Herrn Schrenk deutlich bestätigt.

Ein Differenzpunkt besteht jedoch zwischen der Auffassung des Herrn Schrenk und der meinigen noch in bezug auf die Nutz-

Digitized by Google

wirkung der Masse innerhalb des Mechanismus bzw. bei Überwindung der Totpunkte.

Herr Schrenk mißt dem rotierenden Mechanismus in energetischer Beziehung Eigenschaften bei, die der schwingende Mechanismus nach seiner Meinung nicht aufzuweisen hätte, und es geht nicht ganz klar hieraus hervor, auf was er hierbei abzielt.

Es sei daher darauf hingewiesen, daß in einem schwingungsfähigen System bekanntlich nicht nur elastische Mittel, sondern auch Masse wirksam ist, daß man auf Wunsch in Kraft- und Arbeitsmaschinen sowohl die lebendige Kraft der Masse als auch die potentielle Energie der Federn oder evtl. auch Energie in beiden Formen auszunutzen vermag, je nach der Art der Kopplung, die man anwenden will, wobei besonders hervorzuheben ist, daß die Energie in einem schwingenden System, die zwar einmal die kinetische Form $\frac{m \cdot v^2}{2}$ und einmal die potentielle Form $\frac{P^2}{2c}$ annimmt, in jedem Zeitmoment der Schwingung dieselbe Größe aufweist. Wenn also im schwingenden System nach den Totpunkten hin die lebendige Kraft abnimmt, so nimmt die potentielle Energie in demselben Maße zu. Die Gefahr eines Steckenbleibens in den Totpunkten oder etwas Derartiges, die Hauptursache, die zur Verbindung der hin und her gehenden Mechanismen mit rotierenden Schwungmassen führte, gibt es beim abgestimmten schwingenden System überhaupt nicht.

Bezüglich der praktischen Anwendung schwingender Systeme in der Luftschiffahrt hat Herr Schrenk meine Ausführungen zum Teil mißverstanden. Es gibt nicht nur zwei verschiedene Frequenzarten, die sich zur Erzielung eines Vortriebes eignen und die durch relativ langsame und ganze rasche Frequenz gekennzeichnet sind, sondern ich habe Vortriebsorgane von zwei verschiedenen Frequenzen vorgeführt und habe die eine geflissentlich relativ hoch (5000/min), die andere möglichst tief (84/min) gewählt, um darzutun, daß innerhalb dieses ganzen Intervalles jede beliebige Frequenz herstellbar ist. Beide Modelle, sowohl das schnell schwingende als auch das langsam schwingende Modell, die noch vorhanden sind und daraufhin nachgeprüft werden können, sind relativ ungedämpft. Beim langsam schwingenden Modell wurden entsprechende Vorkehrungen zur Erzielung geringer Dämpfung getroffen. Herr Schrenk scheint derartige Maßnahmen für unmöglich zu halten und zieht daraus den irrigen Schluß, daß der gewünschte Effekt bei langsam schwingenden Systemen nicht mehr erreichbar ist.

Vielleicht hat mein Hinweis darauf, daß man zur Realisierung des menschlichen Fluges mit eigner Muskelkraft langsam schwingende und zum motorischen Antrieb schnell schwingende Systeme verwenden soll, Anlaß dazu gegeben, daß Herr Schrenk von zwei Wegen spricht, während mich zu diesem Vorschlage allein der Gesichtspunkt veranlaßte, das ersterwähnte schwingende System den Periodenzahlen der menschlichen Bewegungsorgane anzupassen und beim motorischen Flug auf die Perioden des Benzinmotors Rücksicht zu nehmen.

Müßte man ein durch menschliche Kraft zu bewegendes Vortriebsorgan mit hoher Touren- oder Schwingzahl bewegen, so wären hierzu Übersetzungsmittel notwendig, die einen großen Teil der Energie aufzehren. Gerade aus diesem Grunde dürfte es wohl noch nicht gelungen sein, mittels Propeller, die eine relativ hohe Umlaufzahl erforderlich machen, den Flug des Menschen mit eigner Muskelkraft zu verwirklichen.

Faßt man alles zusammen, daß

1. Verlustreibung durch Massenbeschleunigung beim schwingenden System auf ein geringes Minimum heruntergesetzt wird,
2. entgegen der Annahme des Herrn Schrenk, Abstimmung und elastische Kopplung angewendet werden kann,
3. die menschlichen Bewegungsorgane ohne jedes Übersetzungsmittel auf das Vortriebsorgan einzuwirken vermögen, so dürfte es wohl schwer fallen, irgendeine Stelle ausfindig zu machen, an der noch große Verluste auftreten können, und man kann die Erwartung aussprechen, daß, wenn es jemals dem Menschen möglich sein wird, aus eigener Kraft zu fliegen, abgestimmte schwingende Organe hierzu das geeignetste Mittel darstellen.

Für die Behauptung, daß bei schnell schwingenden Systemen der Nutzeffekt schlechter ausfallen müßte, als bei langsam schwingenden Systemen, dürfte sich wohl kein direktes Beweismoment erbringen lassen. Immerhin kann man hier in letzter Linie den Versuch entscheiden lassen.

Daß es dem Menschen bis jetzt noch nicht gelungen ist, mit eigner Muskelkraft Flüge auszuführen, damit erklären zu wollen, daß das Verhältnis zwischen Muskulatur und Eigengewicht beim Menschen ungünstiger sei als beim fliegenden Tier, kann wohl nicht als stichhaltig angesehen werden; denn schließlich hat der Mensch weder die Absicht noch den Ehrgeiz, es dem Tiere gleichzutun, welches oft tausende Kilometer fliegt oder schwimmt oder, wie Herr Schrenk ausführt, um das 200fache seiner Körperlänge springt, sondern der Mensch begnügt sich im allgemeinen mit relativ geringen Leistungen, wird aber auf die Aussicht, einmal über wenige Kilometer fliegen zu lernen, ebensowenig verzichten, wie auf die Möglichkeit, wenige 100 m weit zu schwimmen oder gelegentlich einen Sprung von 2 m auszuführen.

Wenn ich darauf hingewiesen habe, daß die Natur auf Abstimmung zu verzichten vermag, so habe ich dabei auch hervorgehoben, daß sie dies auch kann, ohne gegen die Schwingungsgesetze zu verstoßen, weil sie den Motor und den Flügelarm in einem einzigen System zu vereinigen vermag.

Gerade hieraus läßt sich doch ableiten, daß der Mensch, der in allen Fällen gezwungen ist, den motorischen Antrieb vom schwingenden System zu trennen, Abstimmung zur Anwendung bringen muß.

Bezüglich der Verwendung von Stahlfedern im Flugzeugbau sei daran erinnert, daß während vieler Jahre vitale Teile des Flugzeuges aus Holz, Leim und Leinwand bestanden und teilweise noch heute bestehen, also aus Stoffen, denen gegenüber mehrere parallel geschaltete, aus homogenem Material bestehende, berechenbare Stahlfedern geradezu den Idealfall in bezug auf Sicherheit darstellen.

Wenn Herr Schrenk am Schlusse seiner Ausführungen die Vermutung ausspricht, daß bei Anwendung meines Vorschlages auf den Entenflug die willige Phantasie einem leicht begreiflichen Wunschgedanken allzusehr nachgegeben habe, so spricht aus ihm wohl der Ingenieur, der nicht im Schwingungsgebiet zu denken gewohnt ist. Für den Schwingungsfachmann liegt diese Frage außerordentlich einfach:

Zwei nebeneinanderfliegende Vögel sind zweifellos zwei mechanisch schwingende Systeme, die durch ein elastisches Mittel (die Luft) miteinander gekoppelt sind. Zwischen zwei gekoppelten Systemen wird aber im Schwingungszustande dauernd Energie in schwingender Form übertragen, und somit sind nur zwei Fälle denkbar: Entweder schwingen beide Systeme von Haus aus mit gleicher Frequenz, dann bleiben sie durch die bekannte synchronisierende Wirkung dauernd in Gleichstimmung, und die von mir aufgestellte Behauptung bedarf keines besonderen Beweises, oder sie interferieren in ihrer Schwingung, dann entsteht eine Schwebung, während welcher sich in periodischer Folge ihre an den Luftraum abgegebene Arbeitsleistung abwechselnd ergänzen und entgegenwirken müssen. Würde es sich nun um einmal eingestellte leblose mechanische Systeme handeln, so könnte man annehmen, daß auch dieser unpraktische Schwebungszustand aufrechterhalten wird; da es sich jedoch um mit Gefühl begabte Lebewesen handelt, so ist es selbstverständlich, daß sie bereits bei der ersten Schwebung, die ihnen Erleichterung bringt, ihr Tempo entsprechend korrigieren. Es handelt sich also keineswegs um Phantasie, sondern um eine schwingungstechnische Selbstverständlichkeit. Wollte man aber wirklich annehmen, daß die betr. Vögel kein Gefühl für die Erleichterung hätten, die im Falle des Gleichschrittes der Bewegung eintritt, so würde übrigens an der Bedeutung dieser Tatsache für den menschlichen Schwingflug nicht das geringste geändert, da man dort unter allen Umständen gekoppelte Systeme miteinander abstimmen wird.

Ein Vergleich zwischen marschierenden Truppen und fliegenden Vögeln ist insofern unmöglich, als die Leistung beim Marschieren in erster Linie an die starre Unterlage und nur zum ganz unbedeutenden Bruchteil an die umgebende elastische Luft abgegeben wird. Von einer elastischen losen Kopplung kann somit in diesem Falle keine Rede sein.

Die Bedeutung systematischer Luftschraubenversuche (Dr. Schaffran) für die Praxis.

Georg König, Berlin.

Das Bedürfnis, die Energieabgabe des Motors an sein Flugzeug etwas zuverlässiger in die Hand zu bekommen, ist auch heute noch ungestillt, jedoch liegt in den systematischen Luftschraubenversuchen von Herrn Dr. Schaffran ein so umfangreiches Material vor, das geeignet ist, die gekennzeichnete Lücke in recht befrie-

Digitized by Google

digendem Maße zu füllen, dazu bedarf es aber eines Wegweisers, eines roten Fadens, damit man zum rechten Ziele gelangt.

I. Theoretische Grundlagen.

Unerläßlich ist es zunächst, das Werkzeug, mit dem das Versuchsmaterial bearbeitet werden soll, kennen zu lernen. Zunächst sind in diesen vier Doppelzeilen die grundlegenden und vom Bekannten abweichenden Formeln angeschrieben, und zwar für die Zugkraft P und für die aufgenommene Leistung L. Die erste Doppelzeile gilt für ein Propellerelement mit dem Flächendifferential $b \cdot dr$. Die Luftkraft zerfällt in die beiden Komponenten dP und dU, die bekanntlich mit sin und cos Funktionen auszudrücken sind.

$$\left.\begin{aligned} dP &= \frac{\gamma}{2g} \cdot \sqrt{1+\lambda^2} \cdot \omega^2 \cdot c_a \cdot (1-\varepsilon\lambda) \cdot r^2 b_r dr \\ u\,dU &= \frac{\gamma}{2g} \cdot \sqrt{1+\lambda^2} \cdot \omega^2 \cdot c_a \cdot (\varepsilon+\lambda) \cdot r^2 b_r dr \end{aligned}\right\} \eta = \frac{1-\varepsilon\lambda}{1+\frac{\varepsilon}{\lambda}}$$

$$P = \frac{\gamma}{2g} \cdot (k_2 c_a) \cdot \omega^2 \cdot r_a^4 \quad \text{Schubwert}$$

$$L = \frac{\gamma}{2g} \cdot (k_3 \cdot c_a) \cdot \omega^3 \cdot r_a^5 \quad \text{Drehwert}$$

$$\left.\begin{aligned} P &= \frac{\gamma}{2g} \cdot [\omega^2 \cdot c_a \cdot K_2 - \omega \cdot v \cdot c_w \cdot K_1] \\ L &= \frac{\gamma}{2g} [\omega^3 \cdot c_w \cdot K_3 + \omega^2 \cdot v \cdot c_a \cdot K_1] \end{aligned}\right\} \eta = \frac{1-\varepsilon \cdot \frac{v}{\omega} \cdot \frac{K_1}{K_2}}{1+\varepsilon \cdot \frac{\omega}{v} \cdot \frac{K_3}{K_2}}$$

$$\left.\begin{aligned} P &= \frac{\gamma}{2g} \cdot \omega^2 \cdot K_2 (1-\varepsilon\lambda_{eff})\, c_a \\ L &= \frac{\gamma}{2g} \cdot \omega^3 \cdot r_{eff}\, K_2 (\varepsilon+\lambda_{eff}) c_a \end{aligned}\right\} \eta = \frac{1-\varepsilon\cdot\lambda_{eff}}{1+\frac{\varepsilon}{\lambda_{eff}}} \left\{ \begin{matrix} (c_a - c_w\cdot\lambda) \\ (\lambda\, c_a + c_w) \end{matrix} \right.$$

$$r_{eff} = \frac{K_3}{K_2}$$

Die Formeln zeigen statt dessen den Fortschrittsgrad λ also eine Tangensfunktion, was für das spätere Integrieren vorteilhaft ist. Obwohl diese als Ausgangspunkt dienenden Formeln im allgemeinen ja bekannt sind, verdient eine Eigentümlichkeit doch besonders hervorgehoben zu werden, es ist dies der Wirkungsgrad η des Profilelements, der aus λ und ε sich so zusammensetzt, als wenn die längs des Winkels λ erfolgende Energieumwandlung entlang des größeren Winkels ($\sphericalangle\lambda + \sphericalangle\varepsilon$) erfolgen würde; ganz genau so, als ob sich dieser Vorgang an einer unter λ geneigten schiefen Ebene abspielen würde und der Gleitwinkel durch den Reibungswinkel ersetzt wäre.

Will man nun die Wirkung über den ganzen Propeller summieren, also integrieren, so hat man zu fragen, was hierbei mit r veränderlich und was konstant sein soll; für den einfachst möglichen Fall (bis zur gestrichelten Linie) ergibt sich als Summe die Werte der zweiten Doppelzeile, dabei als Beiwerte Schubwert und Drehwert definierend; diese sind natürlich Funktionen von λ und beginnen bei einem Höchstwert, um bei steigendem λ ständig kleiner zu werden; sind also keineswegs etwa konstant, sondern für alle Propeller und λ verschieden. Offenbar ist man bei der Integration zu großzügig vorgegangen und hat einflußreiche Bauglieder unterdrückt. Eine Durchsicht der ersten Doppelzeile zeigt, daß in der Tat die eingeklammerten Ausdrücke doch sehr variabel sind, und daß deren Konstantsetzung nicht ohne nachteilige Folgen sein kann. Erweitert man also den Integrationsbereich (bis zur strichpunktierten Linie), so findet man als Ergebnis die dritte Doppelzeile; wobei K_1 das statische, K_2 das Trägheitsmoment und K_3 das entsprechende Moment dritten Grades der Propellerfläche ist. Der Wirkungsgrad nimmt einen Ausdruck an, der dem für ein Profilelement sehr ähnlich sieht.

Stellt man sich also das Ziel, jenes Profilelement zu suchen, dessen Wirkungsgrad dem des gesamten Propellers gleich ist, so hätte man die beiden η-Ausdrücke einander gleich zu setzen; eine Untersuchung führt zur Erkenntnis, daß es genügt, die Nenner gleichzusetzen, und so entsteht der gesuchte Radius, der e f f e k t i v e r Radius genannt worden ist, als Quotient aus K_3 und K_2.

Man kann sich vorstellen, daß die gesamte Energieübertragung an diesem Radius sich abspielt, und genau so, wie bei einer Schraube oder Schnecke zur Ermittlung des Wirkungsgrades der mittlere Radius eingesetzt wird, genau so muß zum gleichen Zwecke bei der Luftschraube der »effektive« Radius als vermeintlicher »mittlerer« eingesetzt werden. Er beträgt bei rechteckigem Blatt 0,78, bei Wolff-Luftschraubenform 0,745 vom Außenradius.

Mit Hilfe dieses effektiven Radius nehmen dann die Hauptformeln die Gestalt in der vierten Doppelreihe an, wobei insbesondere auf die Formeln für den Gesamtwirkungsgrad hingewiesen sei. Hervorzuheben ist, daß c_a und c_w als zwei unbekannte Mittelwerte der Profilwirkungen aus den beiden Gleichungen gewonnen und schließlich als Polare, wie die Werte eines Tragflächenprofils aufgetragen werden können. Durch die erweiterte Integration ist also gleichsam das Propellerblatt wieder aufgedrallt worden.

II. Die Aufgabenformulierung.

Das vorliegende Versuchsmaterial ist in Kurven aufgetragen, wie Abb. 1 zeigt, und zwar für jeden untersuchten Propeller Schubwert c_1, Drehwert c_2 und Wirkungsgrad. Hätte nicht dieser ein

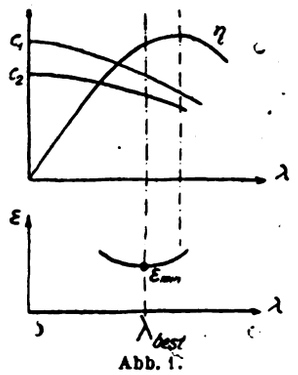


Abb. 1.

Maximum, so würde man an den Kurven keinen Anhaltspunkt finden, um Ziele zum Weiterkommen zu entdecken. Zerlegt man aber die Wirkungsgradkurve mittels der eben gegebenen Formel, so findet man die zugehörige Gleitziffer ε und diese hat genau wie bei Tragflächenprofilen an einer bestimmten Stelle ein Minimum; diese Stelle sei λ_{best} genannt.

Wenn man nun vor der Aufgabe steht, einen Propelller einem Flugzeuge anzupassen, so muß man zunächst vielleicht an Hand eines Zugkraftdiagramms (Abb. 2) fragen, auf welche Geschwindigkeitsstelle I bis VI es im Hinblick auf die Bau- und Liefervorschriften ankommt. Man findet schließlich eine v-Stelle heraus und verlangt, daß gerade für diese die Zugkraft so groß wie möglich sein muß, also auch der Wirkungsgrad η. Da man auch weiß, welche Drehzahl des Motors man dieser v-Stelle zur Verfügung stellen kann, so ist das λ dieser Stelle bekannt.

Die Hauptaufgabe für den Flugzeugkonstrukteur, dieser Stelle den größtmöglichen Wirkungsgrad zu geben, läßt sich dadurch erfüllen, daß man dieser Stelle das ε-Minimum gibt, wie man sich schnell überzeugen kann. Man hat also die λ_{best}-Stelle des Propellers mit dieser v-Stelle des Flugzeuges zur Deckung zu bringen.

Infolgedessen wäre es durchaus richtig, wenn bei jeder Luftschraube auf dem Leistungsschild nicht der Durchmesser und die geometrische Steigung, sondern das λ_{best}, und wenn möglich auch das ε_{min} stehen würde.

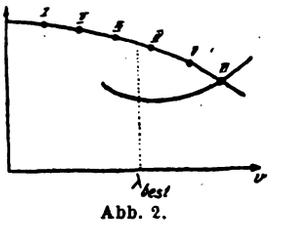


Abb. 2.

Übrigens muß die hochwichtige Erkenntnis festgehalten werden, daß das gesamte Interesse für die Luftschraube sich um diese λ_{best}-Stelle konzentriert, man hat also unter Verzicht auf Beachtung der Verhältnisse am Stand mitten im Verlauf der Zugkraftkurve eine Stelle gefunden, an dem Auge und Rechenschieber hängen bleiben kann. Soll also für die Praxis aus dem Versuchsmaterial etwas gewonnen werden, so muß es gerade für diese Stelle geschehen, indem Sonderformeln für die Einzelfragen gefunden werden.

Die Luftschraubenkurve kann nun durch die Gleichung

$$P = \frac{L}{v+\varepsilon\cdot u_{eff}} \cdot (1-\varepsilon\,\lambda_{eff})$$

ausgedrückt werden, die sehr anschaulich aussagt, daß die Zugkraft nur so groß ist, als ob das Flugzeug nicht mit v sondern mit $v + \varepsilon \cdot u$ fliegen würde (falls der Klammerwert gleich 1 gesetzt würde). Diese Kurve kann für die λ_{best}-Stelle sehr genau vorausberechnet werden, da ja ε konstant und sehr zuverlässig geschätzt werden kann.

Digitized by Google

III. Anwendung auf die Praxis.

Um die möglichen Verhältnisse überblicken zu können, empfiehlt es sich, die entstehenden Wirkungsgrade in Abhängigkeit von den verschiedenen Größen auszurechnen und zur Darstellung zu bringen, so z. B. den Wirkungsgrad für die verschiedenen ε in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad angibt. Man findet, daß es doch schon unmöglich ist, den Wirkungsgrad für eine Luftschraube über 80 bis 85 vH treiben zu wollen; einmal müßte ε günstiger als $^1/_{13}$ werden, anderseits müßte der Durchmesser auch ganz andere Dimensionen annehmen. Aus den Schaffranschen Kurven ist zu schließen, daß der Durchmesser proportional zu λ_{best} bei konstanter aufgenommener Leistung zunehmen müßte. Man sieht, ein wie geringes Gebiet λ für praktische Ausführungen nur zur Verfügung steht.

IV. Die Gleitziffer ε.

Nach dieser Klarlegung der theoretischen Grundlagen kann man mit diesen geistigen Werkzeugen das reichhaltige Versuchsmaterial von Herrn Dr. Schaffran bearbeiten. Zunächst sollen die

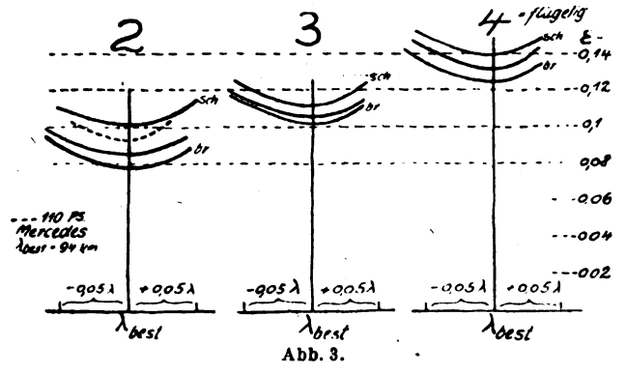


Abb. 3.

Normalserien zwei-, drei- und vierflügeliger Luftschrauben, insgesamt 81 Meßreihen der Wirkungsgradformel unterworfen werden und das ε liefern; die Ergebnisse dieser Zerlegung zeigte ein Lichtbild, das gedrängt die erhaltenen ε-Werte enthält, alle ε-Kurven sind auf λ_{best}-Linien aufgereiht; bei zweiflügeligen Luftschrauben variiert also ε_{min} zwischen $^1/_{10}$ und $^1/_{13}$, während bei vierflügeligen nur $^1/_8$ bis $^1/_{8,5}$ zu erreichen ist. Es darf ausgesprochen werden, daß doch die verschiedenen ε-Kurven sich so gut ineinanderschmiegen, daß doch von einer großen Genauigkeit und Zuverlässigkeit der Messungen gesprochen werden kann.

Diese Gegenüberstellung ist besonders in Abb. 3 anschaulich gemacht, in welchem Mittelwerte jeweils aus den drei Luftschrauben mit der Steigung 0,8, 1,0, 1,2 eingetragen sind. Diese Werte eignen sich als Unterlagen für spezielle Rechnungen.

Auffällig bleibt, daß für den schmalen Propeller die ε-Werte so viel schlechter sind als für den mit dem breiten Blatt, was nur

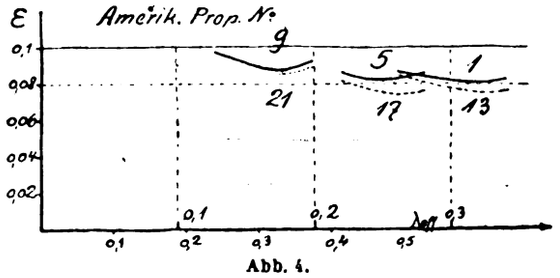


Abb. 4.

so zu erklären ist, daß eben die Blattdicke beim Schmalblatt im Verhältnis viel stärker ist.

Hervorzuheben ist, daß auch eine ε-Kurve eines durch Steig- und Gleitflüge gemessenen Propellers eingetragen ist und da sehr gut hineinpaßt. In der Praxis kann also mit einem ε_{min} von $^1/_{11}$ gerechnet werden. In besonderen Fällen dürfte wohl auch $^1/_{12}$, vielleicht auch $^1/_{13}$ genommen werden.

Bei allen diesen 81 Luftschrauben, die Herr Dr. Schaffran untersucht hat, waren die Profile genau nach einer für alle Radien konstanten geometrischen Steigung eingestellt. Stellt man dagegen die Profile auf einen konstanten Anstellwinkel (3°) ein, wie dies Drzewicki empfohlen hat, so treten bessere ε-Ziffern ein, wie uns die amerikanischen Versuche belehren (Abb. 4). Die punktierten Linien lassen die erzielte Verbesserung erkennen, die doch bedeutend zu nennen ist, sie würde zweifellos noch größer sein, wenn der konstante Anstellwinkel größer gewählt worden wäre, denn die ε_{min}-Werte treten ein, bei einem Anstellwinkel von 4 bis 5° am effektiven Radius. Es wäre also nicht Konstanz des Anstellwinkels anzustreben, sondern die λ_{best}-Steigung der Luftschraube sollte bei allen Radien mit dem jeweiligen ε_{min} des Profils arbeiten.

V. Die Leistungsaufnahme.

Um weiter vorzudringen, muß man sich in den Gedankengang des Flugzeugkonstrukteurs vertiefen: nachdem ihm für die λ_{best}-Stelle v, λ, ε und η bekannt ist, möchte er die ungefähre Größe kennen. Die Schaffranschen Kurven zeigen nun bemerkenswerter Weise, daß die Momentenkonstante c_2 dem λ_{best}-Wert annähernd proportional ist, besonders genau für zweiflügelige Schrauben.

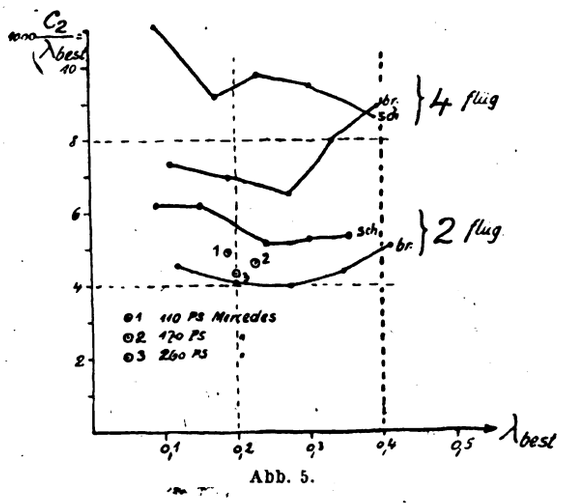


Abb. 5.

Die Abb. 5 zeigt die Werte und enthält noch die entsprechenden von drei Naturpropellern, die sich ausgezeichnet gut einfügen.

Übrigens ist noch zu merken, daß die Leistungsaufnahme der vierflügeligen Schraube ungefähr 75 vH größer als die der zweiflügeligen ist.

VI. Das Verhältnis „Fahrt zu Stand".

Die Verhältnisse am Stand sind eigentlich Nebensache, nur im Hinblick auf guten Anlauf dürfen sie nicht ganz beiseite gelassen werden. Um also die Leistungsaufnahme am Stand über-

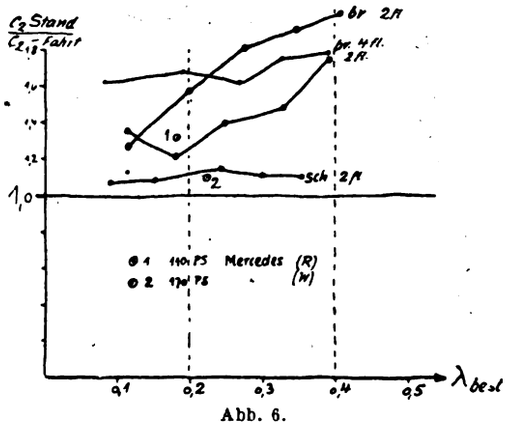


Abb. 6.

blicken zu können, hat man sich den Quotienten des Drehwertes am Stand zu dem in Fahrt bei λ_{best} zu bilden. Diese Ziffern gibt Abb. 6. Schmales Blatt gibt also wenig Abfall im Drehmoment, breites dagegen bedeutend mehr. Auch hier liegen die Werte der Praxis gut in den Kurven.

VII. Das Tourenaufholen.

Da in den verschiedensten Flug- und Höhenlagen die Drehzahl in gewissen Grenzen bleiben muß, liegt das Bedürfnis vor, deren Veränderung zu überwachen. In gewissen Grenzen geben uns die Schaffranschen Kurven einen genügenden Anhalt, denn auch der prozentuale Abfall an c_2 längs λ ist für alle λ_{best}-Werte bei ein- und demselben Propellertyp annähernd konstant, wie die Abb. 7 es erkennen läßt. Wiederum liegt ein Wert aus der Praxis sehr schön im Kurvenfelde.

Digitized by Google

Diese Feststellung hat aber noch viel größere Bedeutung Untersucht man nämlich den Verlauf des angeschriebenen Differentialquotienten längs einer c_a-Kurve bei steigendem λ, so beginnt er bei 0 um immer schneller steigend (wie die punktierte Kurve zeigt) bald sehr große Werte anzunehmen. Bemerkenswerterweise zeigen die Schaffranschen Kurven, daß die λ_{best}-Stelle gerade an jener Stelle liegt, wo der Differentialquotient den Wert 0,4 bis 0,5

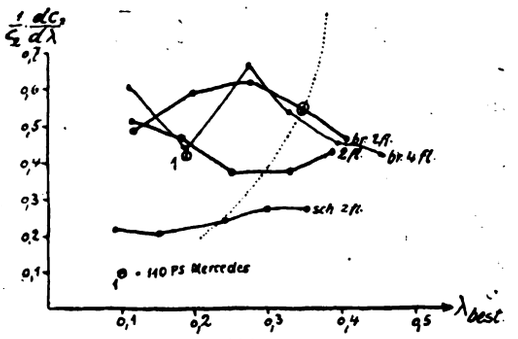


Abb. 7.

aufweist. Damit ist aber ein sehr wertvolles Verfahren gefunden, um ohne Steig- und Gleitflüge durch einen einfachen Flug feststellen zu können, welche Fluggeschwindigkeit mit der λ_{best}-Stelle versehen ist. Das Verfahren ist sehr einfach. Beispielsweise messe man bei vier Geschwindigkeiten die Drehzahlen, dadurch ist λ und c_a schnell ausrechenbar, also auch der Differentialquotient, und mithin die Lage der λ_{best}-Stelle.

VIII. Verstellpropeller.

Die Verhältnisse am Verstellpropeller sind an Hand der amerikanischen Messungen am Propeller 96 sehr gut zu übersehen. Die Gleitziffer ist für die korrekte Steigung 0,7 am kleinsten und wird durch Verstellen des Blattes schlechter mit Ausnahme der nächst größeren Verstellung 0,86. Bei einem Zwischenwert, vielleicht in der Mitte von 0,7 und 0,86 wäre sogar ein geringeres ε zu erwarten. Für die Praxis käme überhaupt nur noch die 1,04-Steigung in Betracht, und hierbei wäre das Drehmoment schon 50 vH größer als bei 0,7. Man kann doch wohl sagen, daß über einen sehr großen

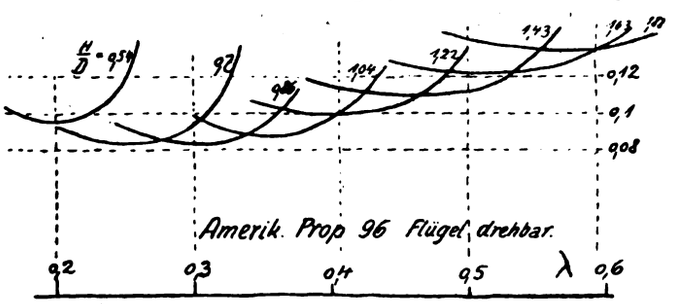


Abb. 8.

λ-Bereich das ε-Minimum sehr klein bleibt, so daß schon für den Wirkungsgrad ein erheblicher Gewinn bleibt, wenn die Verstellung nicht durch Vergrößerung des Motordrehmomentes nötig wäre.

IX. Zusammenfassung.

Das Bedürfnis der Praxis nach einer zuverlässigen Vorausschätzung der Luftschraubenwirkung wird durch folgende vier Formeln befriedigt.

1. Die Wirkungsgradformel

$$\eta = \frac{1 - \varepsilon\,\lambda_{eff}}{\lambda_{eff} + \varepsilon}$$

worin der Fortschrittsgrad λ_{eff} am effektiven Radius

$$r_{eff} = \frac{K_3}{K_2}$$

zu messen ist. Das λ_{best} der Luftschraube ist an die richtige Geschwindigkeitsstelle des Flugzeuges zu setzen, womit es selbst bestimmt worden ist. Fügt man hierzu noch den Slip in Form eines λ-Betrages von 0,07 bis 0,12 je nach Profilgestaltung (Blattwert, Dicke, Profilierung) so würde die geometrische Steigung gefunden sein, wenn man es nicht vorzieht, andere im vorstehenden angedeutete Konstruktionsmethoden anzuwenden.

2. Der Leistungsverbrauch bei λ_{best} ergibt sich auf Grund der Schaffranschen Versuche nach der Formel

$$L = c_a \cdot n^3 \cdot D^5 \cdot \lambda_{best}$$

worin für den Leistungsbeiwert c_a durch Zusammenziehung in Übereinstimmung mit Werten aus der Praxis 0,027 bis 0,031 gesetzt werden kann.

3. Der Drehwertquotient von Stand zu Fahrt bei λ_{best} läßt die Drehzahl am Stand vorausbestimmen.

4. Der verhältnismäßige Abfall bei zunehmendem λ, also der angegebene Differentialquotient hat im Gebiet der λ_{best}-Stelle auf Grund der Versuche einen ganz bestimmten Wert, so daß man im Fluge die richtige Lage der λ_{best}-Stelle nachprüfen kann.

Neuzeitliche Hallen für Flugzeuge.

Die Bauart der Zukunft.

Von Sattler.

Die augenblickliche wirtschaftliche und politische Lage Deutschlands ist durch die Maßnahmen der Entente derart, daß in nächster Zeit eine große Entwicklung des Flugwesens bei uns nicht zu erwarten ist. Auf der anderen Seite scheint es aber ausgeschlossen, daß die jetzigen außergewöhnlichen Verhältnisse von allzulanger Dauer sein können, und wir handeln daher nur echt deutsch, wenn wir der Überlegenheit deutscher Flugzeug- und Luftschifftechnik entsprechend bereits heute, weit vorausschauend und vorausdenkend, mit allen Mitteln deutschen Erfindergeistes und Organisationstalentes die Vorbereitungen treffen, welche die Grundlage für den künftigen Luftverkehr bilden müssen.

Der Bau neuer Verkehrsflugzeugtypen, neuer Motoren, die Bestrebungen der Segelflieger, alles das weist daraufhin, daß wir am Beginne einer neuen Zeit stehen, die in großartigster Weise in Erscheinung treten wird, wenn wahrer Friede in Europa herrscht.

Die geographische Lage Deutschlands hat gewiß viele Schattenseiten. In bezug auf den europäischen Flugverkehr aber liegt unser Vaterland als das Herz des Erdteiles denkbar günstig. Der gesamte Verkehr zwischen Nord und Süd, Ost und West muß über Deutschland hinweggehen und erfordert daher selbstverständlich Unterkunftsstellen, über deren Umfang und Anzahl zwar heute noch nichts gesagt werden kann, die sich aber ganz bestimmt an vielen Orten und in erheblicher Zahl und Größe nötig machen werden.

Dem Bau solcher Unterkunftsstellen müssen wir also zuerst unsere Beachtung schenken, die künftigen Flugzeughallen müssen sozusagen »auf Lager« vorhanden sein.

Die Umfassungswände können je nach Geschmack, örtlichen Verhältnissen, vorhandenen Geldmitteln usw. in den verschiedensten Weisen ausgeführt werden und scheiden daher aus dieser Betrachtung aus.

Aber das Dach, den Hauptteil einer Halle, wollen wir näher untersuchen. Abgesehen vom Kostenpunkt wird von einem solchen Dach vor allem verlangt, daß es bei geringer Konstruktionshöhe eine möglichst große Fläche ohne Säulen, Stützen u. dgl. überdeckt.

Bisher hat man hierzu verschiedene Binderkonstruktionen und Gitterträger aus Holz oder Eisen angewendet, die nach dem jeweiligen Stande der Wissenschaft und Praxis Vorzügliches darstellten. Wie wir aber auf allen Gebieten Entwicklung und Fortschritt sehen, so können wir auch auf dem Gebiete der freien Überdeckung großer Räume wieder einmal einen Erfolg deutschen Erfindergeistes verzeichnen: Das Zollbau-Lamellendach (System Stadtbaurat Zollinger).

Dieses Dach überdeckt den Raum ohne jede Zwischenkonstruktion vollkommen frei mit einem sich selbst tragenden Netz von Holzlamellen.

Die einzelnen Lamellen werden als Massenware mit Bandsäge, Kreissäge und Bohrmaschine hergestellt und haben — je nach Erfordernis — Länge von 1,90 bis 2,50 m, Breiten von 14 bis 30 cm und Stärken von 25 bis 50 mm.

Auf einem Kantholz-Fußrahmen baut sich das Netzwerk der Lamellen auf und wird an den Knotenpunkten durch Schloßschrauben und Unterlagscheiben zusammengehalten. Je nach Wunsch lassen sich Sattel- oder Spitzbogendächer, Halbkreis- oder Segmentdächer herstellen. Die größte bisher überdeckte Halle hatte eine freie Spannweite von 28 m. Die Länge des Gebäudes hat auf die Dachkonstruktion keinen Einfluß und kann unbegrenzt gewählt werden.

Welches sind nun die Vorzüge dieses in kurzen Worten beschriebenen Daches, das nach unserer Meinung ganz besonders für Flugzeughallen geeignet ist?

Digitized by Google

Bisher mußten umfängliche Vergleichsberechnungen angestellt werden, um zunächst überhaupt eine Wahl des Dachsystems treffen zu können. Nehmen wir an, man habe eine Holzkonstruktion gewählt, da ja Eisen heute überaus teuer ist.

Diese Holzkonstruktion wurde sauber aufgezeichnet. Nach der Zeichnung wurde die Holzliste herausgezogen und an ein Sägewerk geschickt. Die zurechtgeschnittenen Hölzer wurden verladen,

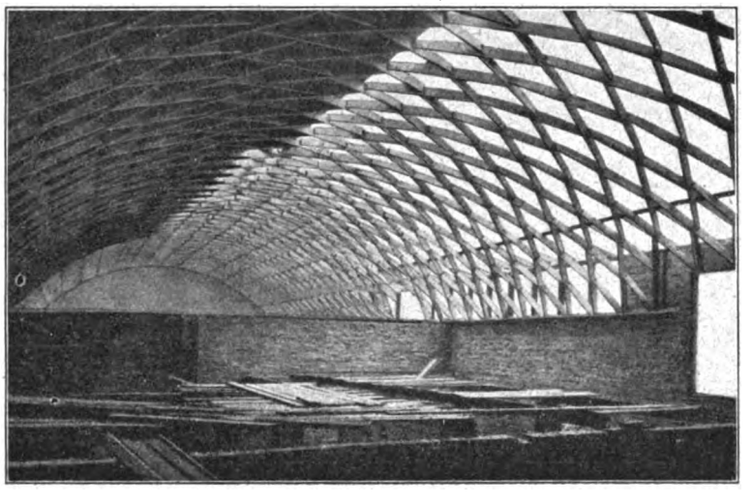


Abb. 1.

nach dem Zimmerplatz gefahren, abgeladen, auf dem Schnürboden sauber zusammengezimmert, wieder auseinandergenommen, verladen, nach der Baustelle gebracht, dort abgeladen und endlich als Dachkonstruktion aufgerichtet. Im ganzen ein altmodisches, umständliches und daher teures Verfahren.

Anders beim Lamellendach! Es genügt vollkommen, wenn die ausführende Firma die Dachform, Raumhöhe und Spannweite kennt. Durch einfache Berechnung stellt sie die Abmessungen der Lamellen fest, und läßt sie fix und fertig nach der Baustelle liefern, wo sie von ungelernten Arbeitern unter Leitung eines Zimmerpoliers zum Dache zusammengefügt werden.

Die Vorteile dieses einfachen Vorganges sind groß und vielseitig.

Bereits oben wurde angedeutet, daß die Lamellen als Massenartikel mit Maschinen ganz mechanisch hergestellt werden. Das bedeutet unter allen Umständen eine Verbilligung der Baukosten,

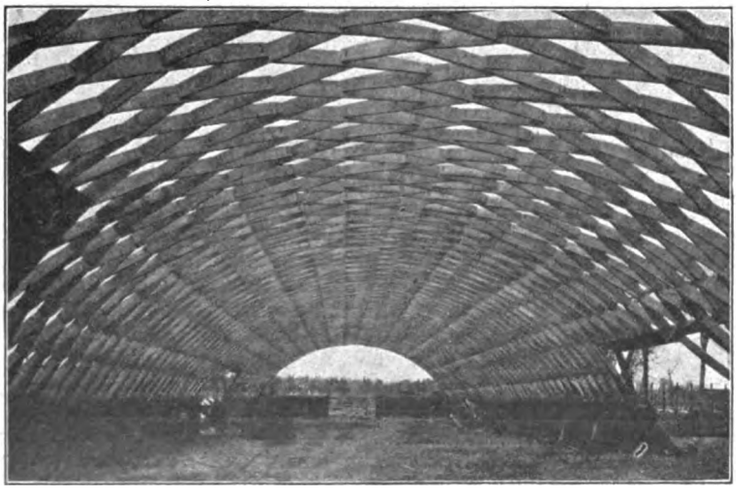


Abb. 2.

die noch dadurch erhöht wird, daß zum Lamellendach überhaupt nur etwa $^2/_3$ der Holzmenge erforderlich ist, die die hergebrachten Konstruktionen verbrauchen.

Weitere Ersparnisse werden erzielt durch Verwendung von ungelernten Arbeitern mit niedrigen Lohnsätzen, Ausschaltung von Zwischentransporten und derartigen unproduktiven, teuren Arbeiten, sowie durch die Möglichkeit, das Dach in allerkürzester Frist fertig aufzustellen.

Die Lamellen lassen sich auch aus Stämmen schneiden, die für Kantholz nicht geeignet und daher billiger zu haben sind. Auch alte Eisenbahnschwellen können verwendet werden.

Sehr einfach ist ferner der Transport der Lamellen, da sie leicht und handlich sind, sich bequem verladen und auf kleinstem Raume eng aufstapeln lassen. Zu ihrer Herstellung sind nur die überall in neuzeitlichen Betrieben vorhandenen Säge- und Bohrmaschinen nötig.

Bezüglich der Dachdeckung hat man völlig freie Hand, ob man Ziegel, Schiefer, Pappe, Blech od. dgl. wählen will.

Die gewölbte Segmentbogenform, die ja wohl für Flugzeughallendächer hauptsächlich in Frage kommt, bietet dem Winde wenig Angriffsfläche und läßt ihn leicht darüber gleiten, während die Belastung durch Schnee bei der Wahl der Lamellenabmessungen von vornherein berücksichtigt ist.

Die Feuersgefahr ist beim Lamellendache geringer als bei anderen Bauarten, da ja weniger Holz im Dache selbst enthalten ist. Außerdem lassen sich die Lamellen durch geeignete Schutzanstriche oder Benagelung mit feuersicherer Pappe schützen. Bei größeren Hallen wird man nicht nur an den Giebelseiten große Tore vorsehen, sondern auch an den Längsseiten, damit im Brandfalle möglichst viele Stellen zum Herausrollen der Flugzeuge vorhanden sind, was oberdrein ohne jede Schwierigkeit erfolgen kann, da keinerlei Stiele, Stützen, Streben usw. die Bewegungsfreiheit hemmen. Diese seitlichen Tore lassen sich ohne Störung der Dachkonstruktion bequem und in jeder nötigen Abmessung einbauen.

Auch Oberlichter, Ablufthauben und ähnliche Dachaufbauten können an beliebigen Stellen und in beliebiger Anzahl und Größe angebracht werden, ohne daß die Konstruktion leidet.

Ein weiterer Vorteil des Lamellendaches, der von keiner anderen Bauweise auch nur annähernd erreicht wird, ist die leichte und rasche Versetzbarkeit, ohne daß beim Abbruch und Wiederaufbau Teile entzwei gehen. Bei der Entwicklung, die das europäische Flugwesen nehmen wird, werden sicher Fälle eintreten, daß eine Halle nach einem anderen Orte gebracht werden muß. Hierbei bot das Versetzen des Daches größte Schwierigkeiten und erforderte hohe Kosten. Ein Lamellendach hingegen ist ohne Verletzung in kürzester Zeit auseinandergenommen, verladen und wieder aufgestellt, besonders wenn Dachschalung und -deckung in geeigneter Weise angeordnet und vorbereitet sind. So wurde im vergangenen Winter bei ungünstigem Wetter eine Scheune von 21 m Länge, 14 m Spannweite und 7,80 m Höhe abgebrochen und an anderer Stelle wieder aufgebaut und zwar unter folgendem Stundenbedarf:

Das Abnehmen, Entnageln und Stapeln der Schalung, Abmontieren und Stapeln der Lamellen, Tore und Giebelbögen, Abnahme der Fußrahmen und Entfernen der 38 hölzernen Fundamentpfähle, erforderte 40 Zimmermannsstunden, 150 Arbeiterstunden und 100 jugendliche Arbeiterstunden.

Der gesamte Wiederaufbau der Scheune war in 160 Zimmermannsstunden und 160 Arbeiterstunden erledigt.

Da die Verwendungsmöglichkeiten des Lamellendaches noch keineswegs abgeschlossen sind, sondern sich, auch auf Eisen angewandt, im Gegenteil in lebhafter Weiterentwicklung befinden, so ist anzunehmen, daß die Bauart auch für Luftschiffhallen größter Abmessung wird angewendet werden können.

Nähere Auskünfte erteilt die Deutsche Zollbau-Lizenzgesellschaft, Berlin-Lichterfelde-West, Lipaerplatz 2, kostenlos und unverbindlich.

Buchbesprechung.

Dr.-Ing. Roland Eisenlohr, Der motorlose Flug (Gleit- und Segelflugzeuge). Bd. 14 der Flugtechnischen Bibliothek, Verlag Richard Carl Schmidt & Co., Berlin 1922, 8°, 128 S. mit 47 Abb.

Ein allgemeinverständlich gehaltenes Werk, das einen guten Überblick über den Segelflug und die Segelflugzeuge der Jahre 1919 bis 1921 bietet. An einen kurzen geschichtlichen Abriß knüpft sich ein längerer Abschnitt des tierischen Schwebefluges, insbesondere des Segelfluges der Vögel. Ein folgender Abschnitt handelt vom menschlichen Segeln.

Die Gleit- und Segelflugzeuge, für die Verfasser die Bezeichnungen »Hängegleiter«, »flugzeugähnliche Gleiter« oder »Gleitsegler« und »Segler« vorschlägt, werden an Hand von Abbildungen und Skizzen beschrieben. Zu den eigentlichen Seglern rechnet Eisenlohr nur die Flugzeuge von Harth-Messerschmitt, Finsterwalder-v. Lößl und die Weltenseglereindecker, d. h. nur solche Flugzeuge, die mit elastischen und steuerbaren Flügeln ausgerüstet möglicherweise auch dynamisch zu segeln vermögen. Zum Schluß des Werkes wird ein Überblick über die Rhön-Wettbewerbe und die Praxis des Segelfluges gegeben. Störend wirkt zuweilen die unrichtige Schreibweise von Namen; ebenso wäre ein Stichwortverzeichnis sehr angebracht.

Im großen und ganzen bringt das Büchlein neben viel Bekanntem auch Neues und Wissenswertes; seine Anschaffung kann dem Segelflugfreund empfohlen werden. Weyl.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

Liste derjenigen Flugzeuge, die in Anwendung der Begriffsbestimmungen für den Luftfahrzeugbau als »zivile« Flugzeugtypen vom Interalliierten Luftfahrt-Garantie-Komitee bezeichnet worden sind.

Lfd. Nr.	Bezeichnung des Flugzeuges	Verwendeter Motor	Fabrik
31	Albatros L. 58	Rolls Royce »Falcon« 240 PS	Albatros, Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen G. m. b. H., Berlin-Johannistal
32	Focke Wulf A. VII 1921	Argus 55 PS	Focke, Bremen

23/27-28. 2.

Die Deutsche Industrie auf der Gothenburger Luftfahrtausstellung 1923.

Dietrich-Gobiet Flugzeugwerke A.-G., Cassel,
Udet Flugzeugbau G. m. b. H., München,
Bäumer Aero, Hamburg,
Albatros G. m. b. H., Berlin,
Dornier Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen,
Junkers Flugzeugwerke A.-G., Dessau,
Casparwerke G. m. b. H., Travemünde,
Steffen & Heymann, Berlin,
Stahlwerk Mark, Breslau,
Nordflug Werke G. m. b. H., Teltow,
Haw Propellerbau, Berlin,
Luftfahrzeuggesellschaft, Berlin,
Bambach & Franke, Berlin,
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.

23/29. 8.

Leuchtfeuer von Fuhlsbüttel. Vor kurzem ist im Flughafen Hamburg-Fuhlsbüttel das neu gebaute Blinkfeuer dem öffentlichen Verkehr übergeben worden, um einen sicheren Nachtluftverkehr zu ermöglichen. Den hier in Hamburg angemeldeten Flugzeugen dient das Leuchtfeuer nach Sonnenuntergang als sicherer Wegweiser bis zum Platz. Da zunächst ein regelmäßiger Nachtluftverkehr noch nicht eingerichtet ist, so wird das Leuchtfeuer nur nach Anmeldung oder in Erwartung von Flugzeugen in Betrieb gesetzt. Das Feuer ist auf Grund vorliegender Erfahrungen 60 bis 80 km sichtbar. Um das Blinkfeuer des Flugplatzes nicht mit den See- und Flußbefeuerungen zu verwechseln, hat man für den Flughafen »Hamburg« den Morsebuchstaben —H— gewählt (vier kurze Blinke, getrennt durch eine längere Pause). Diese Kennung ist charakteristisch und sehr sparsam im Stromverbrauch.

Anforderungen zum Inbetriebsetzen des Leuchtfeuers sind an die Flugplatzverwaltung Hamburg-Fuhlsbüttel, Fernsprecher: Merkur 822, zu richten. Eigenbericht.

Flughafen Hannover. Veränderungen. (23/4. 1.) Am Süd- und Südwestrande des Flughafens Hannover ist neuerdings eine Hochspannungsleitung errichtet worden, die geeignet ist, Abflug und Landung zu erschweren.

Für Flugzeuge mit langem An- und Auslauf und auch sonst bei nicht ganz einwandfreier Lage wird empfohlen, den Flughafen Hannover-Vahrenwald zu benutzen, der Abflug- und Landemöglichkeit in allen Richtungen bietet. Unterstellräume für Luftfahrzeuge sind dort allerdings nicht vorhanden. **23/26. 2.**

Frankreich.

Die Erhöhung der französischen Luftfahrtkredite ist kürzlich in einer Kammersitzung erfolgt. Bei der Besprechung des Militärbudgets war von einem Abgeordneten eine Kreditherabsetzung von Frs. 5 Mill. für die Luftfahrt vorgeschlagen und gleichzeitig beantragt worden, mit anderen Regierungen in Verbindung zu treten, um die Luftrüstung abzubauen. Sein Vorschlag wurde von einem anderen Abgeordneten bekämpft, der erklärte, daß die französische Luftflotte der deutschen Luftflotte unterlegen wäre (? D. Ber.). Der Abgeordnete fragte den Kriegsminister, was er der neuen deutschen Gefahr gegenüber zu tun gedenke und kritisierte, daß die französische Luftflotte in vier Teile zerstückelt wäre, in eine Heeres-, Marine-, eine Handels- und eine Kolonialluftfahrt. Diese vier Teile hätten keinerlei Beziehung zueinander, wodurch ihre Gesamtkraft geschwächt wäre. Der Kriegsminister Maginot schlug an Stelle der vorgeschlagenen Herabsetzung eine Erhöhung von Frs. 37 Mill. über die bereits vom Senat angenommene Erhöhung von 75 Mill. hinaus vor. Er führte aus, daß die französische Militärluftflotte, die am Ende des Krieges 3300 Einheiten zählte, nur noch 1300 Einheiten aufweise. Die Anstrengungen, die Deutschland mache, um seine Luftflotte zu vermehren, erforderten eine entsprechende Anpassung von französischer Seite. Die Kammer beschloß darauf mit überwiegender Mehrheit, die vorgeschlagene Herabsetzung der Kredite abzulehnen und nahm die vom Kriegsminister vorgeschlagene Erhöhung um Frs. 37 Mill. an. **23/27-28. 15.**

Groß-Britannien.

Ein Preis von 50 000 Pfd. für einen Hubschrauber wurde vom englischen Luftministerium ausgeschrieben. Das Flugzeug muß schwerer als Luft sein, senkrecht steigen, wagerecht fliegen und innerhalb eines bestimmten Umkreises landen können.

Die Wettbewerbsbedingungen enthalten im einzelnen noch folgende Vorschriften:

1. Das Flugzeug muß bei einer Windstärke von 5 engl. Meilen/h auf 2000 Fuß Höhe steigen und ohne Schaden landen.
2. Die gleiche Leistung wie zu 1. aber bei einer Windstärke von 10 bis 20 Meilen/h.
3. Bei einer Windstärke von mindestens 5 Meilen/h, aber höchstens 20 Meilen/h senkrecht auf 2000 Fuß Höhe steigen und sich in dieser Höhe ½ h lang halten.
4. Flugleistung von mindestens 20 Meilen Länge in gleichbleibender Höhe von 2000 Fuß und mit einer Geschwindigkeit von 60 Meilen/h.
5. Bei einer Windstärke von mindestens 5 Meilen/h und höchstens 20 Meilen/h in der Luft über einem bestimmten Punkt manövrieren und darauf mit abgestelltem Motor aus mindestens 500 Fuß Höhe herabgehen und in einem vorher abgegrenzten Umkreis von 100 Fuß ohne Schaden landen.

Außer dem Führer muß das Flugzeug noch 150 Pfd. Gewicht und Brennstoff für eine Stunde mitführen.

Das britische Luftministerium hat selber einen Hubschrauber im Bau, der jedoch außer Wettbewerb bleibt. Die Prämie wird für einzelne Teilleistungen in mehreren Teilen gewährt. Der Wettbewerb ist offen für alle; Anmeldungen beim Sekretariat des Luftministeriums. (Motorsport, Kristiania, 19. Mai 1923.) **23/22. 7.**

Weltluftverkehr.

Der Internationale Luftkongreß 1923 fand in London in der Zeit vom 25. bis 30. Juni statt. Er wurde auf Einladung der britischen Regierung unter dem Vorsitz des Herzogs von York abgehalten. Der letzte Kongreß fand 1921 in Paris statt. Der Hauptausschuß des Kongresses unter dem Vorsitz des Herzogs von Sutherland, Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen, setzt sich aus Mitgliedern zusammen, die vom Luftministerium und den vier Körperschaften ernannt sind, die das britische Luftfahrwesen repräsentieren (Royal Aeronautical Society, Royal Aero-Club, Air League und Society of British Aircraft Constructors). **23/22. 6.**

Digitized by Google

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Ergebnisse der Nachtflüge auf der Strecke London—Paris im Frühjahr 1923 (Night Flying). — Aus einem Bericht des englischen Luftministeriums, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 24, Nr. 23, 6. Juni 1923, S. 422 (¼ Sp., o. Abb.).

Bei gutem Wetter Nachtflüge ebenso einfach als Tagesflüge. Die einzige Schwierigkeit bietet daher der Umstand, daß in der Dunkelheit Wolkenflüge nicht vermeidbar sind. Nachtflugzeuge müssen daher mit selbsttätiger Steuerung oder Steueranzeiger ausgestattet sein. Leuchtkennung der Flugstrecke in schlechtem Wetter erforscht. Rotes Strontium-Leuchtfeuer in Croydon sehr gut. Leuchtsignal besser als erwartet. Nebel-Leuchtfackeln befriedigend, aber so kostspielig, daß nur in Notfällen anwendbar.

W. 23/27-28. 34.

Flugzeugbau. Einfluß eines Ausschnittes in der Tragflügelvorderkante vom Fokker F III-Eindecker (Onderzoek naar den invloed van een uitsuijding in den vorrand van het draagvlak van het Fokker F III vliegtuig op de aerodynamische eigenschappen). — Re., Bericht A 29 der niederländischen Reichsversuchsanstalt für Luftfahrt (Rapport A 29 van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart), veröffentlicht in De Ingenieur, 20. Januar 1923, Het Vliegveld, Bd. 7, Nr. 5, Mai 1923, S 105/106 (1 ½ Sp., 1 Lichtb.).

Beim Fokker F III-Verkehrseindecker ist für den Führer der Tragflügel in der Vorderkante ausgeschnitten. Windkanalversuche des R. S. L. an einem Modell des Flugzeuges (ohne Fahrgestell und Leitwerk) mit verschieden tiefen Ausschnitten gleicher Breite (10 vH der Spannweite) ließen eine Verkleinerung des Auftriebsbeiwertes bei gleichzeitiger Vergrößerung des Widerstandbeiwertes nachweisen. Ursache davon: Wirbelbildung hinter den Ausschnitt auf der Oberseite des Tragflügels. Druckverteilungsmessung auf der Rumpfoberseite hinter dem Flügel. Aus den Luftkraftmessungen ergab sich unter Vernachlässigen des Schraubenstrahls für die beim F III vorliegenden Verhältnisse eine Zunahme des Leistungsbedarfs von 26—71 vH bei der ungünstigsten Form. Ausschnitte in der Flügelvorderkante daher von großem Nachteil und möglichst zu vermeiden. W. 23/26. 12.

Flugzeugbau. Untersuchung von Flügelbremsen zur Auslaufverkürzung (Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landingsuitloop en uitsweeflengte van vluigtuigen). — Re., Bericht A 51 der niederländischen Reichsversuchsanstalt für Luftfahrt (Rapport A 51 van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart), veröffentlicht in De Ingenieur, 30. Dezember 1922, Het Vliegveld, Bd. 7, Nr. 5, Mai 1923, S. 106/107 (1 Sp., 1 Schaub.).

Auf der Flügeloberseite sind einige kleine Klappen derart angeordnet, daß sie vom Führer aus aufgerichtet bzw. in den Flügelschnitt hineingeklappt werden können. Zur Landung soll dadurch die Gleitzahl verschlechtert und der Widerstand erhöht werden, um Auslauf und Schwebestrecke zu verringern. Einfluß dieser Bremsklappenanordnung durch Modellmessungen im Windkanal untersucht. Bei einem Anstellwinkel von 12° dazu Widerstandsbeiwertzunahme zwischen 67 und 97 vH, Auftriebsbeiwertabnahme zwischen 18 und 36 vH. Eine Auslaufberechnung am Fokker F II-Verkehrseindecker von 2,0 t Fluggewicht, 42 m² Tragfläche und normaler Landegeschwindigkeit von 22,6 m/s unter Annahme eines Bodenreibungsbeiwertes von 0,1 ergab einen normalen Auslauf von 234 m, der durch die Bremseinrichtung um etwa 30 vH, d. h. auf 164 m verkürzt werden könnte; die halbe kinetische Energie wird dabei normal nach 108 m Auslauf, unter Anwendung der Bremseinrichtung bereits nach 85 m erreicht. Die Verschlechterung des Gleitwinkels gestattet dabei ein Landen auf kleineren, von Hindernissen umgebenen Plätzen. Eine einfache Bremsvorrichtung der angegebenen Art kann daher von Nutzen sein. W. 23/26. 14.

Flugzeugbau. Entwurf von Verkehrsflugzeugen (The Design of Commercial Airplanes). — E. P. Warner, The Journal of The Society of Automotive Engineers, Bd. 12, Nr. 2, Februar 1923, S. 155/159 (9 S., o. Abb.).

Wirtschaftlichkeit für den Luftverkehr entscheidend. Gleichbedeutend ist die Sicherheit. In zweiter Linie kommen Geschwindigkeit und Betriebssicherheit. Anschaffungskosten eines Verkehrsflugzeuges gegenwärtig zwischen 2000 und 4000 Doll. je Reisenden. Lebensdauer durch Metallkonstruktion zu erreichen gesucht; es ist aber noch nicht gewiß, ob das für gemäßigtes Klima auch zutrifft. In erster Linie ist die Lebensdauer durch Brüche begrenzt. Für gemäßigtes Klima Rümpfe aus geschweißten Stahlrohren oder Sperrholz und Holzflügel mit Stoffbespannung bzw. Sperrholzbeplankung empfehlenswert. Der freitragende Flügel ist in Betrieb und Wartung sparsamer. 40 PS je Reisenden erstrebenswert und auch bereits erreicht. Für langsame Verkehrsflugzeuge freitragende Eindecker überlegen, für schnelle Flugzeuge Tragzellen mit dünnen Flügelschnitten. Großflugzeuge nach Art des Staakener Rohrbach-Eindeckers haben für den Luftverkehr hohe Vorteile; sie bieten mehr Bequemlichkeit und sind betriebssicherer. Sicherheit abhängig von Zuverlässigkeit, Baufestigkeit, Stabilität und Steuerbarkeit; Brandschutz und Schutz der Reisenden bei Brüchen. Niedrige Landegeschwindigkeit ist unerläßlich. Stabilität und Steuerbarkeit ist bisher zu wenig Bedeutung geschenkt worden. Verkehrsflugzeuge sollten trudelsicher sein. Reisende soweit rückwärts als möglich unterbringen. Führer nach vorn setzen. Für Überwasserflüge genügt eine Geschwindigkeit von 105 km/h. Auf Bequemlichkeit wird noch viel zu wenig Wert gelegt. Frage der Lüftung noch ungelöst. Alle Sitze in Flugrichtung anordnen. Für gute Abteilheizung Vorsorge treffen. Schalldämpfung sehr schwierig, aber durchaus möglich.

W. 23/26. 18.

Flugzeugbau. Jahresbericht 1922 der Luftfahrtabteilung der U. S.-Marine (Automotive Industry is credited with Aircraft Engine Success). — (Nach Moffet), Automotive Industries, Bd. 48, Nr. 1, S. 32/33 (3 ½ Sp., o. Abb.).

Der Flugmotorenbau ruht in der Hand von großen Firmen, die über Erfahrungen aus dem Kraftwagenbau verfügen. Die Luftfahrtabteilung der U. S.-Marine braucht sich daher nicht mit dem Motorenentwurf zu befassen. Im Jahre 1922 Getriebebau besonders gepflegt. Für große Flugleistungen künftig an Stelle von Benzin Brennstoffgemisch, das allerdings etwas teurer ist. Weitere Arbeiten erstrecken sich auf Flugmotoren mit Brennstoffeinspritzung.

Die U. S.-Flugzeugfirmen lieferten an die Marine nur 37 Flugzeuge ab, die Marine-Flugzeugwerft dagegen 52 Flugzeuge. Bestellt und nicht abgeliefert waren aber am 1. Juli 1922 bei privaten Flugzeugfirmen Amerikas 153 Flugzeuge, bei der Marine-Flugzeugwerft 41 Flugzeuge. Grund: Versuch vollständiger Neuerungen und Versprechungen, die nicht erfüllt werden können. Die meisten Firmen in der Erfüllung ihrer Lieferungsverträge sehr unbefriedigend. Zwei große Aufträge mußten rückgängig gemacht werden, weil das Musterflugzeug nicht befriedigte; ein weiterer großer Auftrag schwebt deswegen noch. W. 23/29. 18.

Flugzeugbau. Metallflugzeuge (All Metal Airplanes Discussed by Metropolitan Section, S.A.E.). — Automotive Industries, Bd. 47, Nr. 17, S. 827/828 (4 Sp., o. Abb.).

Stout: Alle gegenwärtig vorhandenen Metallflugzeuge sind Versuchsbauten. Verkehrsflugzeug der Zukunft zweifellos ganz aus Metall, da sicherer, leichter, im Reihenbau billiger, einfachere Wartung und leicht auszubessern. Niedrige Herstellungskosten vom Metallbau abhängig. Dicke Tragflügel bei Ein- und Doppeldecker mehr und mehr in Aufnahme. Einziehbare Fahrgestelle und Tragflächenkühler brauchbar und zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit auch bei Verkehrsflugzeugen geeignet. Heute für den Flugzeugbau rein bauliche Gesichtspunkte maßgebend. Nutzlast gegenwärtig 28 bis 30 vH des Fluggewichts, zahlende Last 1,3 bis 2,3 kg/PS. Bessere aerodynamische Durchbildung wesentlich. So dicke Flügelschnitte wählen, daß Motor, Führer und alle Bauteile innerhalb des Flügels liegen. Stout hat nach seinem Sperrholzeindecker (vgl. 21/7. 39) jetzt einen Zweimotoren-Metalleindecker (vgl. 21/47. 48) aus Duralumin fertiggestellt. Es ist das erste in Amerika gebaute und geflogene Metallflugzeug.

Motoren	zwei zu je	300	PS
Spannweite		18,3	m
Tragfläche		73,1	m²
Leergewicht		3,0	t
Zuladung		1,48	t
Fluggewicht	rd.	4,5	t

Digitized by Google

Flächenbelastung	61,2 kg/m²
Leistungsbelastung (600 PS)	7,48 kg/PS
Reisegeschwindigkeit bei Vollast	182 km/h.

Das in den Vereinigten Staaten hergestellte Duralumin ist besser als das deutsche Erzeugnis. Sorgfältig vergütetes Duralumin wird durch Seewasser kaum angegriffen. Vibrationen haben auf Duralumin keinen größeren Einfluß als auf andere Metalle, falls keine Zinkverunreinigungen vorhanden sind. W. **23/29. 19.**

Flugzeugberechnung. Längsschwingungen eines Vought V. E.-7-Doppeldeckers (Complete Study of the Longitudinal Oscillation of a V E-7 Airplane). — F. H. Norton und W. G. Brown, 162. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 162), Washington 1923, S. 1/5 (3 S., 4 Lichtb., 1 Schaub., 1 Zahltaf.).

Meßflüge mit einem Vought V. E.-7-Doppeldecker. Aufgezeichnet werden: Flughöhe, Luftgeschwindigkeit, Bahnwinkel und Anstellwinkel. Aufzeichnungen vergleichzeitigt. Mittlere Flughöhe 0,7 km. Drehzahl rd. 1150 Umdr./min. Luftgeschwindigkeit mittels geeichtem Pitotrohr und N. A. C. A.-Luftgeschwindigkeitsmesser ermittelt. Bahnwinkel mittels Kymograph durch Aufzeichnen des Sonnenbildes auf bewegtem Film, gleichzeitig Sonnenhöhe mit Theodoliten bestimmt. Höhenmessung mit aufzeichnendem Statoskop (Thermosflasche und Staurohr mit N. A. C. A.-Luftgeschwindigkeitsmesser verbunden). Anstellwinkelermittlung mit elektrisch aufzeichnender Windfahne, die rd. 3 m von den Flügelenden entfernt so angeordnet ist, daß sie in der Nähe der Querachse liegend durch die Winkelgeschwindigkeit von Kippbewegungen nicht beeinflußt ist.

Genauigkeit der Messungen:

Luftgeschwindigkeit	± 1,6 km/h
Bahnwinkel	± 0,5°
Höhe	± 0,6 m
Anstellwinkel	± 1,0°
Zeit	± 0,25 s.

Die mittlere Periode der Längsschwingung ist 25 s. Die gesamte Energie (potentiell und kinetisch) während der Schwingung praktisch gleichbleibend. Wenn die vergleichzeitigten Schaulinien der einzelnen Meßwerte als Sinoiden angenommen werden, ergeben sich folgende Phasenverschiebungen:

Luftgeschwindigkeit	180°
Flugzeugneigung	245°
Höhe	0°
Anstellwinkel	0°
Bahnwinkel	90.

Anstellwinkelkurve von einer Sinuskurve leicht abweichend; obere Spitzen schärfer als die unteren.

Periode und Dämpfung einer Längsschwingung durch Luftgeschwindigkeitsmesser oder Kymographenaufzeichnung gleich gut meßbar.

Weitere Versuche sollen Drehzahl- und Schraubenstrahlgeschwindigkeit erfassen. W **23/27-28. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Navy Bee-Line BR 1-Renneindecker mit 390 PS-Wright-Motor (The Navy Bee-Line Racer, B R 1). — Frederick H. Johnson, Aviation, Bd. 13, Nr. 18, S. 604/605 (3½ Sp., 3 Lichtb.).

Vgl. 23/9. 10. Motor unmittelbar auf dem Vorderholm des Flügels aufgebaut. Motor-Benzinpumpe. Ölkühler unter dem Rumpfbug an der Unterseite des Öltanks. Sperrholzrumpf mit vier verstrebten Holmen, geht im hinteren Teil vom Rechteck- in Dreieckquerschnitt über. Schrägspant am Rumpfheck. Flügel nach außen stark verjüngt, bestehen aus einem, um volle Spruceholme herumgebauten hohlen, vierkantigen Sperrholzkasten, der durch je drei Spanten auf jeder Flügelhälfte ohne Innenverspannung ausgesteift ist. Zur Formung des Flügelschnittes laufen über Ober- und Unterseite des Sperrholzkastens im Abstand von 140 mm feste Sprucerippen, auf deren Gurten oben und unten die Tragflächenkühler aufgeschraubt werden; an den Rippen ist der Flügelkastenholm innen ausgesteift. Bei einer Sandbelastung von 6,33 facher Last für hohe Geschwindigkeit bog sich der Flügel an den Enden um 44,5 mm durch und kehrte nach Entlastung in die ursprüngliche Lage zurück. Sperrholzbeplankung auf den Tragrippen fest verankert. Die verjüngten Querruder sind aus verstärktem Sperrholz und nehmen fast die ganze Spannweite ein. Stangensteuerung. Die 44 Tragflächenkühlereinheiten sind je 14 cm breit; ihre Tiefe ändert sich mit der des Flügels. Sie sind aus zwei dünnen, in Längsrichtung gewellten und nach besonderem Verfahren weichgelöteten Messingblechen zusammengesetzt. Sammelrohre mit außen liegenden angelöteten Kupferrohren am inneren Blech. Am ganzen Flügel entlang zwei geschweißte stählerne Zu- und Abflußrohre, die vor dem Flügelkastenträger in Rippenaussparungen liegen. Das Kühlwasser fließt durch das Kühlelement der Flügeloberseite von vorn nach hinten, dann durch die kupfernen Verbindungsrohre, durchströmt dann das Kühlelement der Flügelunterseite und wird am Flügelvorderteil wieder abgeführt. Flügelvorderkante bis zu Kühleransatz verstärkt und gut verkleidet. Flügel mit überstehenden Holmteilen, deren vorderer auch die Wasserleitungen birgt, in den Rumpf eingeschoben und mittels vier Gelenkbolzen verankert. Das einziehbare Fahrgestell besteht aus zwei Rädern, deren jedes in einer doppelten Gabel gelagert ist. Vordergabel am oberen Ende verschiebbar mittels Gummifederung an einem Stahlrohr angelenkt. Fahrgestellbeschläge an den Flügelholmen angeordnet. Hintere Gabeln unverschiebbar am Gelenk gelagert. Beide Gabeln an jeder Seite an gleichem Stahlrohr an den Flügeln angelenkt. Fahrgestelleinziehen durch kleine Handkurbel mit Sperrvorrichtung, dauert 8 s; Landestellung durch selbsttätiges Herabklappen des Fahrgestells mit Sperre. Das eingezogene Fahrgestell liegt vollständig im Flügel. Flossen aus Sperrholz. Kielflosse gegen Höhenflosse mit Stromliniendrähten abgespannt. Am Boden einstellbare Höhenflosse (5 bis 6° Verstellbereich). Ruder aus Stahlrohr geschweißt und stoffbespannt. Führersitz dicht über dem Rumpfboden. Rechts vom Führer: Feuerlöscher, Einziehkurbel für das Fahrgestell und Sperrhebel für die Einziehvorrichtung. Links die KL-Handbenzinpumpe. Normale Marine-Gasdrossel und Höhengasregelung. Zündschalter am Instrumentenbrett; ferner Drehzähler, Druckmesser für Brennstoff und Schmieröl, Thermometer für Kühlwasser und Öl. Brennstoffpumpe, keine Drucktanks. 1 Tank für 128 l Brennstoff (1½ h) vor dem Führer. Gute Sicht für Rennzwecke. W. **23/26. 17.**

Motorbau. Verbesserungen am Liberty-Motor. — L. G. Seymour, Aerial Age, Bd. 16, Nr. 4, April 1923, S. 174/175 (4 Sp., o. Abb.).

Schmierung: Einbau eines Fliehkraft-Ölreinigers. Maßnahmen gegen Verölen, Regelung des Öldruckes, Ölabflußbohrungen in den Kolbenringnuten.

Brennstoffanlage: Nachgiebige Verbindungen für Brennstoffleitungen, die widerstandsfähig gegen Schwingungen. Brennstoff von allen gefährdeten Stellen sorgfältig ferngehalten, Leitungen nach außen verlegt. Druckversorgung, die bei beschädigten Leitungen Brennstoffsprühregen verursacht, durch Brennstoffpumpe ersetzt. Verringerung des Brennstoffverbrauches durch bessere Vergasung. Herrichtung als Höhenmotor. Wr. **23/27-28. 52.**

Motorbeschreibung. Blackburn-Motor für Kleinflugzeuge. — The Aeroplane, Bd. 24, Nr. 21, 23. Mai 1923, S. 382 (1 Skizz., 1 Schaub.).

Luftgekühlter Zweizylinder-V-Motor (60° V-Form), normale Viertaktbauart, 71 mm Bohrung, 88 mm Hub. Abnehmbarer Zylinderkopf. Stoßstangen für Ventilbetätigung. Eingekapseltes Untersetzungsgetriebe und außen liegendes Schwungrad. Bislang im Motorrad verwendet. Mit verkleinertem Schwungrad, unmittelbar getriebener Luftschraube, bei einer Betriebsdrehzahl von 2500 Umdr./min für Flugzwecke brauchbar, wobei eine Leistung von 16 PS und ein Einheitsgewicht von 1,6 kg/PS erreicht. Wr. **23/26. 24.**

Motorbeschreibung. Versuche am 300 PS-Maybach-Flugzeug-Motor (Performance of Maybach 300-Horsepower Airplane Engine). — 134. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Report No. 134), S. 1/11 (3 S., 24 Schaub.).

Umfangreiche Versuche im Höhenprüfstand zum Studium der bewährten Vergasereinrichtung bei Drehzahlen von 1000 bis 1600 Umdr./min und Luftdichten der Höhen von 1,5 km bis 7,5 km entsprechend. Zugehörige Leerlaufversuche. Mit zunehmend reicherem Gemisch ist eine Verminderung des Ladegewichts verbunden, größerer Leistungsabfall wie beim gewöhnlichen Vergaser, umgekehrt empfängt der Motor mit ärmerem Gemische eine größere Ladung. Die hierdurch gesicherte günstige Brennstoffausnutzung kann bei fehlerhafter Gemischeinstellung nur in der Richtung ärmeren Gemisches berichtigt werden. Der thermische Wirkungsgrad ist für alle Luftdichten bis zu 4,5 km bei Vollast günstig, bei Teilbelastung niedrig. Spezifischer Brennstoffverbrauch längs dieses Bereiches nahezu unveränderlich. Volumetrischer Wirkungsgrad 68—75 vH, mechanischer Wirkungsgrad 78—88 vH (nimmt mit wachsender Drehzahl ab, während die Reibungsverluste angenähert gradlinig wachsen). Versuchsergebnisse graphisch in Abhängigkeit von Drehzahl und Luftdichte wiedergegeben.

Wr. **23/27-28. 55.**

Teuerungszahl des Buchhandels am 29. August: 1 200 000.

Digitized by Google

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 22844.

1. Am 14. September, 7 Uhr abends, veranstaltet die **Berliner Arbeitsgemeinschaft für motorlosen Flug** einen Vortragsabend, zu dem eingeladen werden die Mitglieder
des Aero-Clubs von Deutschland,
des Berliner Segelflug-Vereins,
des Berliner Vereins für Luftfahrt,
des Brandenburgischen Flugsportverbands,
der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Charlottenburg,
der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Vorträge:

1. Professor Dr. v. Parseval:
Die wissenschaftliche Bedeutung des Segel- und Gleitflugs.
2. Major a. D. v. Tschudi:
Persönliche Erfahrungen und Erinnerungen aus den Anfängen des Gleitflugs.
3. Rittmeister Baeumker:
Die Segelflug-Wettbewerbe 1923, Erfolge und Ziele. Mit Lichtbildern.
4. Hauptmann Student:
Die Schule im motorlosen Flug. Mit Lichtbildern.

Die Vorträge finden statt im großen Saal (2. Stock) des Flugverbandhauses, Berlin, Blumeshof 17. Nach den Vorträgen stehen die Räume des ersten und zweiten Stocks zu geselligem Zusammensein zur Verfügung.

In Anbetracht der großen Zahl der zu erwartenden Teilnehmer haben nur die Vereinsmitglieder Zutritt. Vereinzelte Gäste können durch den Arbeitsausschuß eingeladen werden.

Am Sonntag, den 16. September,
findet ein Ausflug nach Rhinow statt, zu dem die Mitglieder der obengenannten Vereinigungen eingeladen werden. Gäste sind statthaft. (Dreistündige Bahnfahrt IV. Klasse.) Für einfache Verpflegung ist Sorge getragen.

Geplant ist eine Besichtigung des Segelfluggeländes, bei geeignetem Wetter werden Flüge ausgeführt werden. Über alle Einzelheiten erfolgen Mitteilungen bei der Veranstaltung am 14. September. Bei dieser Gelegenheit haben Anmeldungen zur Teilnahme zu erfolgen.

2. Das im vorigen Heft erwähnte Buch über die Ausschreibungen der deutschen Segelflug-Wettbewerbe 1923 ist von den genannten Stellen zum Grundpreise von M. 0.50 × Teuerungszahl bis auf weiteres zu beziehen.

3. XII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL vom 5. bis 8. Oktober 1923 in Berlin.

Die diesjährige Versammlung findet vom 5. bis 8. Oktober 1923 in Berlin statt. Die Zeit ist deswegen gewählt worden, um unseren Mitgliedern und Gästen die Möglichkeit zu geben, die »Deutsche Automobil-Ausstellung« zu besichtigen.

Wegen der dauernden Entwertung der Mark ist es augenblicklich nicht möglich, ein festes Programm mit genauen Angaben der Preise für die einzelnen Veranstaltungen bekanntzugeben. Das endgültige Programm wird daher etwa 8 Tage vor der Versammlung versandt werden.

Nachfolgend wird die in Aussicht genommene **Zeiteinteilung** bekanntgegeben:

Freitag, den 5. Oktober:

Nachm. 3 Uhr: **Vorstandsratssitzung** im Sitzungszimmer des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, Berlin W 35, Blumeshof 17/I (Flugverbandhaus).

Nachm. 7,30 Uhr: **Begrüßungsabend mit Damen** in den Räumen des Flugverbandhauses. (Reiseanzug.)

Sonnabend, den 6. Oktober:

Vorm. 9 bis 3 Uhr: **Erste Sitzung in der Technischen Hochschule,** Charlottenburg, Berliner Straße 172, Erweiterungsbau 301, Auditorium maximum.

I. **Begrüßung** der Mitglieder und Gäste durch den Vorsitzenden. II. **Vorträge.**

Nachm. 4 Uhr: Besichtigung der **„Deutschen Automobil-Ausstellung“.**

Nachm. 8 Uhr: **Festessen mit Damen** in den Gesamträumen des Flugverbandhauses. (Anzug: Überrock oder Smoking.)

Sonntag, den 7. Oktober:

Vormittags 9 bis 3 Uhr: **Zweite Sitzung in der Technischen Hochschule.**

I. **Geschäftliches** (vorbehaltlich etwaiger Zusätze).

a) Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.).
b) Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates.
c) Zuwahl in den Vorstandsrat.
d) Beitragsregelung.
e) Wahl der Rechnungsprüfer.
f) Wahl des Ortes für die nächste OMV 1924.
g) Verschiedenes.

II. **Fortsetzung der Vorträge.**

Nachmittags 7 Uhr: **Gemütliches Beisammensein** in den Räumen des Aero-Clubs von Deutschland (Flugverbandhaus).

Montag, den 8. Oktober: Verschiedene Besichtigungen.

Der Geschäftsführer: Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JAN 1 1 1924

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

17.–22. Heft | **München, 21. November 1923** | **14. Jahrgang**

„Segelflug-Sonderheft"

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich; sie kann durch jede Buchhandlung und durch den Verlag R. Oldenbourg bezogen werden.

Monatlicher Bezugspreis (Grundpreis) für das ***Inland*** Buchmark 0.60.

Für das verstärkte Novemberheft ist der Grundpreis M. 1.60. Rechnungsbetrag = Grundpreis × Schlüsselzahl des Buchhandels am Einzahlungstag. Zurzeit entspricht der Buchmarkpreis dem Goldmarkpreis; es kann Zahlung auch unter Zugrundelegung des Berliner Dollarbriefkurses des Vortages erfolgen.

Zahlung an den Verlag in bar oder auf Postscheckkonto München 4412. Zahlungen durch Banküberweisung oder Bankscheck dürfen vorerst nicht erfolgen.

Vierteljahresbezugspreis für das ***Ausland:*** 0.60 Doll.; zahlbar zum Dollarkurs in der in Betracht kommenden Landeswährung. Vorauszahlung für ein halbes oder ganzes Jahr wird angenommen.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Grundpreise von M. —.05 × Buchhändler-Schlüsselzahl (Entwertungsziffer) am Tage der Zahlung für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand, die Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die

Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4418.

Betrifft Postbezug.

Das Postzeitungsamt nimmt Bestellungen auf die Zeitschrift zurzeit nicht entgegen.

Der *Bezug* der Zeitschrift erneuert sich (Inland) von Monat zu Monat ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Monats angenommen, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bei *Wohnungswechsel* ist an den Verlang rechtzeitig Auftrag auf Umleitung an die neue Wohnung zu richten. Wird dieser Auftrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Wohnung weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelautenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Die XII. Ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Von A. R. Weyl. S. 133. — **Wertung von Segelflügen.** Vortrag auf der 12. OMV. der WGL. am 6. Oktober 1923 von E. Everling. S. 135. — **Der Rhön-Segelflugwettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung.** Von Roland Eisenlohr, Karlsruhe. S. 136. — **Der deutsche Segelflug im vergangenen Sportjahre und seine künftigen Ziele.** Von A. Baeumker. S. 147. — **Hat der Segelflug noch eine Zukunft?** Von A. Pröll, Hannover. S. 150. — **Betrachtungen zur Förderung des Segelflugs.** Von Wilh. Hoff. S. 151. — **Zur Mechanik des Segelfluges.** Von E. Everling. S. 152. — **Bemerkungen über den Rhön-Wettbewerb 1923.** Von W. Schlink. S. 154. — **Seilstart motorloser Flugzeuge und Fesselflug.** Von E. Offermann. S. 157. — **Eine Bemerkung zum Rhön-Segelflugwettbewerb 1923.** Von M. Schrenk. S. 159. — **Der Segelflug in Argentinien.** Von Franz Linke. S. 159. — **Erfahrungen mit Kraftradmotoren im Segelflugzeug.** Von F. Budig. S. 160. — **Mitteilung der Segelflug-Gesellschaft.** S. 160. — **Bücherbesprechungen.** S. 160. — **Luftfahrt-Rundschau.** I. Allgemeine Nachrichten. S. 163. — **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.** S. 164. — **An unsere Bezieher.** S. 164.

Patent-Luftschrauben
aus Metall und Holz, einstellbar und umsteuerbar
HELIX *Maschinenbau BERLIN, Blücherstr. 1*

Aerodynamiker
mit sehr guten Kenntnissen, Erfahrungen und mehrjähriger praktischer Tätigkeit, in selbständige Stellung
zu sofortigem Eintritt gesucht.
Ausführliche Offerten mit **Lichtbild** einzureichen an (39)
Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen.

Jg. Flugzeugkonstrukteur,
6 Sem. Hochschulstudium, 2 J. Maschinenbaupraxis, mit Ia. Kenntnissen in Statik und Kinematik, sucht per sofort od. später entwicklungsfähige Anfangsstellung in größerem Unternehmen (auch Ausl.). Interessengemeinschaft zwecks Verwirklichung eines neuartigen Flugprinzips mit bedeutend größerem Trageffekt als bisher ist gleichzeitig beabsichtigt. Gefl. Angebote an die Exped. ds. Zeitschr. unt. **Fl. 35 b.**

Gesucht:
Entwürfe, Konstruktionszeichnungen, brauchbare Ideen für **Schwingen-Segelflugzeuge** (Schlagflügelprinzip), sowie Modell-Benzinmotor. (36)
H. Wagner H 7. 22, Mannheim.

Ingenieur,
2 Jahre Werkstattpraxis und Fachexamen in Flugtechnik, der engl. Sprache mächtig, sucht baldigst Stellung für Konstruktion oder Betrieb bei einer Flugzeugfirma im In- oder Ausland. Gefl. Zuschriften unter Fl. 45 an die Exped. dieser Zeitschrift. (45)

Flugzeugbedarf,
Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert preiswert (30)
JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266. Spenerstraße 34.

Das D. R. P. 331957
„Wasserflugzeug"
ist zu verkaufen bzw. lizenzweise zur Ausnutzung zu vergeben.
Anfragen vermitteln die Patentanwälte Dr. **Döllner, Seiler, Maemecke, Berlin SW 61,** Belle-Alliance-Platz 6a. (42)

Eine **Werkstatt für Präzisions-Mechanik sucht Beschäftigung,** am liebsten in
Meßinstrumenten für die Luftschiffahrt.
Vakuumluftpumpe vorhanden. Langjähr. Erfahrungen. — Angebote unt. **Fl. 38** an die Exped. ds. Zeitschr.

Der Inhaber des **Patents Nr. 345303,** betreffend **„Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionsmotoren",** wünscht zwecks gewerblicher Verwertung seiner Erfindung in Deutschland mit Interessenten in Verbindung zu treten. Gefl. Anfragen erbeten an Patentanwalt **R. H. Korn, Berlin, Königgrätzerstraße 95.** (34)

Zwecks Vervollständigung
meiner eigenen Sammlung **Flugpost** erbitte ich sogleich mit äußerster Preisanstellung Ansichtssendungen von echt geflogenen Flugpost-Karten und Briefumschlägen aller Länder; besonders interessieren mich z. Zt. **französ. Ballonpost, Przemysl-Fliegerkarten** usw. Nehmen Sie Bezug auf diese Zeitschrift! (43)
Gustav Kracke, München 2 NW, Agnesstr. 16 — Tel. 50538, Telegr.-Adr.: „Bankkracke", Steuer Nr. 1854. Mitglied der W. G. L.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

17.—22. Heft | 21. November 1923 | 14. Jahrgang

Die XII. Ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Die diesjährige Tagung der WGL fand vom 5. bis 8. Oktober in Berlin statt. Der Vorstand, dem ja auf der vorjährigen Tagung in Bremen die Ermächtigung zur Festsetzung des jeweiligen Tagungsortes eingeräumt war, hatte mit Rücksicht auf die Zeitverhältnisse Berlin gewählt, da die überwiegende Mehrzahl der Mitglieder den Wohnsitz in oder in der Nähe der Reichshauptstadt hat. Mit Rücksicht auf die Zeitverhältnisse war auch der Charakter der Tagung so einfach als möglich gestaltet worden. Die Beteiligung von Mitgliedern und Gästen konnte als gut bezeichnet werden, wenngleich es auch vielen auswärtigen Mitgliedern nicht möglich gewesen ist, an der Tagung teilzunehmen.

Die Tagung begann, wie üblich, mit einer Sitzung des Vorstandsrates, an die sich ein Begrüßungsabend der Mitglieder und Gäste im Flugverbandshause anschloß. Durch Vermeiden von besonderen künstlerischen Darbietungen oder offiziellen Festakten war reichlich Gelegenheit zu zwangsloser persönlicher Aussprache gegeben, ein Umstand, dem stets besonderes Augenmerk geschenkt werden muß, um die Fühlung und enge Bindung unter den Mitgliedern zu verstärken.

Die Vorträge der Tagung wurden in dem größten Hörsaal der Technischen Hochschule zu Berlin abgehalten. Nach einer kurzen Begrüßung durch den Vorsitzenden, Geheimrat Schütte, und einem Dank an den Rektor der Technischen Hochschule, Geheimrat Laas, für die gastliche Aufnahme in den Räumen der Hochschule eröffnete Dipl.-Ing. Schwager die Reihe der Vorträge mit einem kritischen Bericht über den Stand des Flugmotorenbaues.

Zunächst ging der Vortragende des näheren auf die bei uns stark fühlbare Notlage an modernen einheimischen Flugmotoren ein. Die Entwicklung eines Flugmotors ist wesentlich kostspieliger und zeitraubender als die einer neuen Flugzeugbauart; sie läßt sich erst dann vom wirtschaflichen Standpunkte aus rechtfertigen, wenn mit dem Absatz großer Reihen der gleichen Bauart zu rechnen ist. Das wird aber vorerst bei uns kaum der Fall sein können. Infolgedessen bevorzugen die Motorenfabriken andere, wirtschaftlich aussichtsreiche Fabrikationszweige, wie z. B. den Kraftfahrzeugbau, der eher auf die Herstellung großer Reihen ein- und derselben Bauart zugeschnitten ist. Eine Neubelebung unseres deutschen Flugmotorenbaues ist also nur mit wirtschaftlichen Beihilfen, nicht durch Preisausschreiben, zu ermöglichen. Hierfür kommen in allererster Linie die interessierten Stellen in Frage, nämlich die Flugzeugfabriken, die Luftverkehrsgesellschaften und letzten Endes auch der Staat, der aber aus naheliegenden Gründen kaum in Betracht gezogen werden kann.

Von grundsätzlicher Bedeutung für die Neubelebung des Motorenbaues ist die Art, in der man die dringend benötigten Motorenbauarten entwickelt. Ein Nebeneinanderarbeiten muß unter allen Umständen vermieden werden. Die Amerikaner sind in der Schaffung des Liberty-Motors in den Jahren 1917/18 vorbildlich vorgegangen. Man betraue eine leistungsfähige Fabrik mit der Entwicklung einer der benötigten Bauarten und lasse die übrigen Firmen an der Neukonstruktion beratend und helfend teilnehmen. Die Baufirma erhält außerdem Zuschüsse und hat die Gewähr, daß innerhalb eines bestimmten langfristigen Zeitraumes im deutschen Motorenbau ihr hinsichtlich der von ihr entwickelten und gebauten Flugmotorenbauart kein Wettbewerber erwachen wird, sobald der betreffende Motor den gestellten Anforderungen entspricht. Durch die von dem Vortragenden angeregte Zusammenarbeit kann sicherlich eine Neubelebung und Hochzüchtung des deutschen Flugmotorenbaues erreicht werden.

Im Hauptteil seines Vortrages ging Dipl.-Ing. Schwager auf den ausländischen Motorenbau ein. Er erwähnte die weitgehenden Fortschritte der Amerikaner, die sich besonders in ihren wertvollen Motorenuntersuchungen und ihrer systematischen Kleinarbeit ausprägt, und behandelte dann des näheren die starken luftgekühlten Sternmotoren, die die Engländer entwickelt und zu hoher Vollkommenheit gebracht haben. Der luftgekühlte Sternmotor ist heute bis zu etwa 300 PS Leistung dem wassergekühlten Motor hinsichtlich Gewicht, Betriebssicherheit und Brennstoffverbrauch durchaus gleichwertig. Bei uns ist man in dieser Beziehung noch weit zurück. Auch im Bau von wassergekühlten Motoren großer Leistung haben die Engländer Bedeutsames geleistet. Der französische Flugmotorenbau hat hingegen nur geringe Leistungen zu verzeichnen.

Im Anschluß an die interessanten Ausführungen von Dipl.-Ing. Schwager schilderte ein Vertreter der Total-Feuerlöscher-G. m. b. H. das für Flugzeuge bestimmte Feuerlöschgerät dieser Firma.

Als zweiter folgte Dr.-Ing. H. G. Bader mit einem Vortrage über die Vereinigung von Tragflügel und Strahltheorie zum Entwurf von Treibschrauben.

Der Auftrieb von Tragflügeln und der Vortrieb von Treibschrauben beruht auf dem Impuls, der einer bestimmten Flüssigkeitsmenge entgegen der gewünschten Kraftrichtung erteilt wird. Die kinetische Energie der beschleunigten Flüssigkeit bedeutet in beiden Fällen einen Leistungsverlust, den man dadurch möglichst klein zu halten bestrebt ist, daß man die Flügel eine möglichst große Menge erfassen läßt, um bei gegebener Größe des Impulses eine möglichst geringe Geschwindigkeitszunahme verwirklichen zu müssen. Diese Verwandtschaft zwischen Tragflügel- und Schraubenstrahltheorie läßt sich auf Grund des anschaulichen Bildes, das man sich mit Prandtls Theorie des induzierten Widerstandes vom Strömungsverlauf hinter Tragflügeln machen kann, zu einer vollkommen gleichartigen rechnerischen Behandlung von Trag- und Schraubenflügeln ausnutzen. Man erhält so nicht nur ein anschauliches Bild vom Strömungsverlauf längs und quer zum Schraubenstrahl durch die von jedem Schraubenflügel abgehenden, im Strahl natürlich schraubenförmig gelagerten Wirbelbänder, sondern analog der Zusammensetzung des Flugzeugwiderstandes aus induziertem Widerstand, Profilwiderstand der Flügel und »schädlichem« Widerstand aller nichttragenden Bauteile, ergibt sich für die Leistungsbilanz der Schraube ein Verlust durch die kinetische Energie, wie sie sich in Form von Axial- und Umfangsgeschwindigkeit im Strahl vorfindet, ein Leistungsverlust durch den Reibungs- und Formwiderstand des Schraubenflügels selbst, der von innen nach außen mit der dritten Potenz der Relativgeschwindigkeit zur Luft wächst, und einen allerdings nur sehr geringfügigen Leistungsverlust durch den Strömungswiderstand der am Vortriebsvorgang unbeteiligten Nabe. Man muß sich natürlich, wie beim Entwurf des Flugwerks für ein Flugzeug, beim Schraubenentwurf die Bedingung stellen, den Verlust durch die kinetische Energie so klein als möglich zu machen und kann hierzu im wesentlichen die von Prandtl, Betz und Munk entwickelten Regeln zur Herabsetzung des induzierten Widerstandes anwenden. Aber wie beim Flugzeug kommt es natürlich nur für den Gesamtwiderstand auf einen Kleinstwert an, und so ergibt sich auch beim Schraubenentwurf ein Kompromiß zwischen den sich widersprechenden Forderungen, den kinetischen und den Zähigkeitsverlust so klein als möglich zu halten. Unter anderem zeigt sich, daß der geringe Wirkungsgrad schnellaufender Schrauben lediglich auf den mit der Relativgeschwindigkeit steigenden Verlust durch den Reibungs- und Formwiderstand zurückzuführen ist, zumal der Verlust an kinetischer Energie durch die größere Gleichförmigkeit der Geschwindigkeitsverteilung im Strahl und die geringeren Umfangsgeschwindigkeiten des Strahls infolge der kleineren Steigerung geringer ist als bei kleineren Drehzahlen.

Im Anschluß daran skizzierte der Vortragende ein neues Verfahren zur Berechnung von Treibschrauben, wobei eine halbkreisförmige Verteilung der Zirkulation über das Schraubenblatt zugrunde gelegt ist.

An die Ausführungen von Dr.-Ing. Bader knüpfte sich eine lebhafte Aussprache, an der sich Geheimrat Schütte, Prof. Prandtl, Prof. v. Parseval und Prof. Pröll beteiligten.

Die folgenden Berichte von Flugzeugführern über ihre Erfahrungen im Luftverkehr bewiesen, daß es ein ausgezeichneter Gedanke war, Männer der Flugpraxis im Rahmen der Tagungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft zu Worte kommen zu lassen. Dies gilt insbesondere für den Bericht des Flugzeugführers Kraut über die Anforderungen des Luftverkehrs an den Flieger. Dieser kurze und klare Vortrag übertraf in jeder Beziehung die gehegten Erwartungen und erregte das lebhafteste Interesse der Teilnehmer. Danach sprach Flugzeugführer Eichler über die Entwicklung des Flugwesens in Schweden, an der er persönlichen Anteil hat.

Während der folgenden Vortragspause wurde eine anläßlich der Tagung in den Räumen der Hochschule untergebrachte Luft-

Digitized by Google

bildausstellung besichtigt. Die erforderlichen Erläuterungen dazu gab Regierungsbaumeister Dr.-Ing. Ewald, der auch die Führung übernommen hatte.

Am Nachmittag folgte dann ein Vortrag von Prof. Dr. E. Everling über die Wertung von Segelflügen.

Aus den Erfahrungen der Rhön-Segelflüge ergaben sich als Ziele des deutschen Segelfliegens und Segelflugbaues:

1. Ausdehnung des Windbereiches, in dem man vom Boden abkommen, sicher fliegen und landen kann;

2. verbessertes Starten: geringere Höhe des Abfluggeländes, verminderte Hilfsmannschaft;

3. Nachweis und Ausbildung des sogenannten dynamischen Segelns.

Rekorden nachzujagen, die wir aufgestellt haben, die aber vom Ausland durch Wahl der günstigsten Gelände in der uns verschlossenen Welt auch mit weniger guten Führern und Flugzeugen gebrochen werden können, heißt unnütz kostbares Material und noch wertvollere Menschen aufs Spiel setzen.

Die Wertungstaktik hat diesen Zielen Rechnung zu tragen: keine Preise, die an bestimmten Tagen zu fliegen zwingen und nur einer neugierigen Menge Nervenreiz liefern; Vorgabepreise, die den sportkundigen Zuschauer ständig anregen. Preise für Abfliegen bei schwächstem Wind, mit geringster Hilfe; für gutes Landen bei größerer Windstärke. Preise endlich für bestes Ausnutzen bei Windschwankungen. Hier genügt es nicht, Flüge über der Ebene oder auf dem Meer zu fordern, weil Aufwind ja nicht nur am Hang entsteht, sondern auch durch geänderte Bodenreibung an Flachküsten oder durch verschiedene Erwärmung, also an sonnigen Tagen unter Schönwetterkumulis. Für den einwandfreien Nachweis und die wirksame Förderung des dynamischen Segelns muß also der Aufwind, etwa durch Rauchfahnen, bestimmt und abgezogen, d. h. richtig angerechnet werden.

Hier setzt die Wertungsmechanik ein. Alle Wertungsformeln sollten im Mutterlande der Flugwissenschaft auf einfache, aber zuverlässige flugmechanische Betrachtungen gegründet werden. An einem Lichtbild wird das bei einer Formel des letzten Rhön-Wettbewerbes erläutert, in der die Entfernung nicht linear, sondern hyperbolisch auftreten müßte, und es wird gezeigt, daß die richtige Wertziffer für den Segelflug die Gleitwinkelverbesserung ist, gegenüber einem angenommenen Gleitwinkel guter Flugzeuge in ruhiger Luft, der noch um den Gesamtsteigwinkel infolge eines Hilfsmotors oder der Aufwindwirkung berichtigt werden kann, wenn man diesen Einfluß werten will. Im Anschluß an Näherungswerte für den Einfluß der Windschwankungen usw. auf den Gleitwinkel werden Muster für Wertungsformeln abgeleitet.

So wird auch die Wertungsmechanik neben dem richtigen Wertungsverfahren ein Mittel zum Zweck, die technisch-wissenschaftlich und sportlich-moralische Vorwärtsentwicklung des Segelfliegens zum rechten Ziele zu leiten.

Im Anschluß daran führte Hptm. a. D. G. Krupp den von ihm während des diesjährigen Rhön-Wettbewerbes aufgenommenen Film vor. Die auch in technischer Hinsicht außerordentlich interessanten Bilder von den Segelflügen wurden mit reichem Beifall aufgenommen. Anschließend sprach Dr.-Ing. R. Eisenlohr über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923.

Während die ersten Jahre der Segelflug-Wettbewerbe in der Rhön mehr sportlichen Charakter und den Zweck der Anregung zum Segelflugzeugbau hatten, sollte der Wettbewerb 1923 in noch stärkerem Maße als der vorjährige die Züchtung wissenschaftlich gut durchgearbeiteter Flugzeuge bezwecken. Man hatte daher den Wettbewerb in einen Vorwettbewerb, der dem sportlichen und anregenden Rechnung trug, und einen Hauptwettbewerb eingeteilt, in dem nur in aerodynamischer und technischer Hinsicht ganz ausgezeichnete durchgearbeitete Flugzeuge Aussicht auf Erfolg und Erreichung der geforderten Mindestleistungen hatten. Von den etwa 60 zugelassenen Flugzeugen kamen nur etwa 10 für die großen Preise im besten Falle in Betracht. Als Mindestleistungen waren verlangt: eine Entfernung von mindestens 20 km über Land und beim Höhenflug mindestens 350 m Höhe über dem Startpunkt. Konnte letztere Bedingung schon eher erreicht werden, wenn entsprechend starker Wind herrschte, so war die erste Bedingung recht schwierig.

Daß es während des Wettbewerbes überhaupt nicht gelang, diese Bedingung zu erfüllen, lag lediglich an der Ungunst der Witterung. Der Höhenflug wäre von Hackmack am 30. August zweifellos leicht erreicht worden, wenn er nicht bei 305 m schon abgebrochen hätte in der Meinung, die Mindestleistung bereits überboten zu haben. Die anderen für den Höhenflug durchaus aussichtsreichen Flugzeuge (Darmstadt und Martens) waren an diesem Tage, wo entsprechender Wind herrschte, durch Entfernungsflüge in Anspruch genommen.

Für den Überlandflug waren die Windverhältnisse niemals während der 14 Tage des Hauptwettbewerbs günstig. Es ist kein Zweifel, daß sowohl Martens wie »Konsul«-Darmstadt, die Entfernung zurückgelegt hätten bei entsprechendem Winde. So brachte es Martens bei ganz schwachem Winde — 3 bis 4 m/s — nur auf 12 km. Die vorzügliche Segelfähigkeit beider Maschinen erwies sich am letzten Wettbewerbstag, wo sie bei noch schwächerem Winde etwa 7 km zurücklegten und wo Martens beim Zielflug auf 1400 m Distanz trotz Umwegflügen sein Flugzeug nicht frühzeitig genug auf den Boden bringen konnte und daher immer erst hinter dem Ziel landete.

Eine Reihe von Flugzeugen, auf die man große Erwartungen setzen durfte, gingen leider schon bei Vorversuchen zu Bruch und schieden aus: »Der Dessauer«, Messerschmitt-Eindecker, »Vampyr«, Berlin, »Rheinland« u. a.

Bei den meisten Flugzeugen erwies sich die Seitensteuerung als zu wenig wirksam, ein Punkt, der mit dazu beitrug, daß keine Dauerflüge erzielt wurden, da die Flugzeuge sich nicht am Hang zu halten vermochten. Das Flugzeug mit dem sicherlich wirksamsten Seitenruder, der Hübner-Schrenk-Eindecker, kam leider über Vorversuche nicht hinaus.

Auch das Starten bei schwachem Winde bot noch große Schwierigkeiten und führte zu mehreren Brüchen (Harth, Drude, Hawa, Dresden u. a.). Das Streben nach weitspannenden, wenig tiefen Flügelkonstruktionen kam stark zum Ausdruck. So hatte »Konsul« 19 m Spannweite bei nur 1,25 m Tiefe, also ein Seitenverhältnis 1 : 15, ebenso günstige Abmessungen zeigte Martens-»Strolch«. Auch die Durchkonstruktion der Rümpfe zeigte gegenüber dem Vorjahre wesentliche Verbesserungen und elegantere Ausführungen.

Am Spätnachmittag der ersten Vortragstagung wurde dann die Automobilausstellung besucht. Abends fand im Flugverbandshause das Festessen statt, das viele der Teilnehmer noch bis zur frühen Morgenstunde zusammenhielt.

Der zweite Vortragstag begann mit der satzungsgemäßen Geschäftssitzung der Tagung. Die Vorschläge des Vorstandes fanden ausnahmslos die Zustimmung der Mitgliederversammlung.

Über das Beitragswesen, dessen Änderung auf der Tagesordnung der geschäftlichen Sitzung stand, wurde folgendes beantragt und beschlossen:

Für ordentliche Mitglieder eine Umlage von 1 Goldmark,
für außerordentliche Mitglieder eine Umlage von 3 Goldmark,
für ordentliche Mitglieder einen monatlichen Beitrag von 0,50 Goldmark,
für außerordentliche Mitglieder einen monatlichen Beitrag von 1,50 Goldmark.

Auf besonderen Antrag können auch Ermäßigungen der vorgenannten Beträge bis zu einem Drittel vorgenommen werden.

Es wurden daraufhin die §§ 7, 8 und 11 gemäß des vorgenannten Vorschlages geändert (vgl. S. 164).

Der wissenschaftliche Teil des Vormittags wurde mit einer eingehenden Besprechung der Segelflugreferate des Vortages eingeleitet. An ihr beteiligten sich Prof. Prandtl, Dr. Koppe, Dr.-Ing. Lachmann, Prof. Hoff, Sportarzt Dr. med. Brustmann, Dr.-Ing. Seehase und Prof. v. Parseval. Von besonderem Interesse waren die Ausführungen von Dr. Brustmann über den Menschenkraftflug. Geheimrat Schütte nahm noch besonders Gelegenheit, auf den Fortschritt des Segelfluges hinzuweisen.

Als nächster Redner berichtete Dipl.-Ing. Naatz über eine neue Prallluftschiffbauart.

Obwohl das Prallluftschiff in seiner Größe einstweilen nicht über 36 000 m³ gekommen ist, kann man nicht sagen, daß es mit dem Starrschiff zukünftighin nicht mehr wetteifern würde. Denn im Gegensatz zum Starrschiff läßt das Prallschiff soviel Bauarten zu, daß man von dem, was existiert, nicht schließen darf, das Ende der Entwicklung wäre erreicht. Grundsätzlich steht der Vergrößerung des Prallschiffes nichts im Wege. Die Festigkeit gegen Verbiegen, z. B. in der Fahrt, ist, wie die Erfahrungen übereinstimmend mit den aerodynamischen Versuchen gezeigt haben, bei großen Schiffen fast leichter zu erreichen. Nur die Nachgiebigkeit des Tragkörpers, die auf der sehr hohen Dehnbarkeit des gewebten Stoffes beruht, bereitet Schwierigkeiten.

Im neuen Typ werden daher statt einer Hülle, deren drei verwendet, von denen zwei Hüllen die Dichtung übernehmen, während

Digitized by Google

die dritte die Kräfte zu übertragen hat. Diese ist aus längs, quer und schräg zum Schiff verlaufenden Stahllitzen oder anderen, wenig dehnbaren Zugelementen hergestellt und somit in ein Netzwerk umgewandelt, das den Tragkörper umgibt und dem Schiff die nötige Unverbieglichkeit verleiht. Von innen gegen das Netzwerk legen sich die Gaszellen, die genau wie bei Starrschiffen herausnehmbar eingerichtet sind. Die zweite dichtende, allerdings nur luftdichte Hülle ist außen um das Netzwerk im Abstande von etwa ¼ m gelegt und an dieses durch längs verlaufende Gurten befestigt. Dieser so entstehende Mantelraum sowie der luftdicht abgeschlossene Raum unterhalb der Gaszellen wird unter erhöhten sogenannten Betriebsdruck gesetzt und außerdem durchlüftet. Die Außenhaut hebt sich hierbei ab und versucht das Netzwerk mit Hilfe der beschriebenen Gurte nach allen Richtungen hin zu sprengen. Das Netzwerk wird dadurch gezwungen, nicht allein den Druck der Gaszellen sondern auch den Betriebsdruck zu tragen und dementsprechend alle Spannungen bis auf einen geringen Teil, der in der Außenhaut und in den Gaszellen verbleibt, aufzunehmen.

Die Schottwände des neuen Typs sind zylindrisch geformt, und zwar stellen sie den abgeschnittenen Teil der Zylinderflächen dar, die den Tragkörper von oben senkrecht durchdringen. Ihre Anordnung geschieht paarweise mit den erhabenen Seiten gegeneinander gekehrt, weil jede von den Wänden nur einseitigen Druck aufnehmen kann.

Die im Netzwerk vorgesehene mittlere Einschnürungswand hat neben anderen konstruktiven Vorzügen noch den, daß sie eine neuartige Maschinenanlage gestatten, die darin besteht, daß der Motor mit seinen Luftschrauben, unter Wegfall der Gondel, an einem hinausragendem Arme befestigt ist.

Der neue Typ weist folgende Vorteile auf.

1. Er ist ebensowenig verbieglich wie das Starrschiff,
2. er ist ebensowenig zerbrechlich wie das Prallschiff,
3. er ist bei Verletzungen nicht einmal so empfindlich wie das Prallschiff, weil das Netzwerk einerseits versteckt liegt und anderseits nicht in dem Maße weiterreißt wie die Stoffhülle,
4. er ist für Gaszellen eingerichtet wie das Starrschiff,
5. er ist wenig empfindlich gegen Erwärmung durch Sonnenbestrahlung und gegen Witterungseinflüsse,
6. er ist leichter als das Starrschiff,
7. er ist vergrößerungsfähig bis zu den größten Dimensionen, weil die Spannungen von einem metallischen Netzwerk aufgenommen werden, das beliebig stark gemacht werden kann.

In der Aussprache wies Dipl.-Ing. Schwager darauf hin, daß Umlaufmotoren für Luftschiffe nur schlecht verwendbar sind und daß der Wartbarkeit der Motoren mehr Beachtung geschenkt werden muß.

Als letzter Redner der Tagung gab Rittmeister A. Baeumker einen Bericht über die Gothenburger Luftfahrtausstellung. Er schilderte den Eindruck, den er von der Ausstellung gewonnen hat, ging des näheren auf die Ausstellungsgegenstände, insbesondere die Flugzeuge des Auslandes, ein, um dann abschließend die wirtschaftliche und politische Bedeutung der Veranstaltung einer näheren Betrachtung zu unterziehen. Im allgemeinen wäre zu sagen, daß Deutschland recht befriedigend abgeschnitten hat, zumal wenn man bedenkt, daß wir bei internationalen Wettbewerben stets durch die Fessel der »Begriffsbestimmungen« gehandikapt sind. Außerdem waren die Bestimmungen der Gothenburger Flugwettbewerbe in mancher Beziehung mangelhaft, so daß Bewerber mit Preisen ausgezeichnet wurden, die offensichtlich in technischer Beziehung als ihren Mitbewerbern technisch unterlegen angesprochen werden mußten.

Auf jeden Fall aber hat die Gothenburger Ausstellung gezeigt, daß die deutsche Luftfahrt noch am Leben ist und nicht gewillt scheint, den friedlichen Wettbewerb mit den Staaten aufzugeben, die sich in einer glücklicheren Lage befinden als unser Vaterland!

Nach einer kurzen Diskussionsbemerkung von Dr.-Ing. Lachmann schloß der Vorsitzende den offiziellen Teil der diesjährigen OMV.

Die für den folgenden Tag angesetzten Veranstaltungen mußten leider wesentliche Abänderungen erfahren. So fiel die auf den Nachmittag angesetzte Einweihung des Verkehrsflughafens auf dem Tempelhofer Felde aus, da der neue Flughafen noch nicht soweit fertiggestellt war. Auch die angekündigte Besichtigung des Blockwerks von Siemens & Halske fiel aus. Statt dessen wurde den Teilnehmern der Schalttafelbau und das große Dynamowerk in Siemensstadt gezeigt.

Alles in allem genommen hatten die diesjährige OMV der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt einen gelungenen, durchaus befriedigenden Verlauf, den jeder Teilnehmer gern im Gedächtnis behalten wird. Weyl.

Wertung von Segelflügen.[1])

Vortrag auf der 12. OMV der WGL. am 6. Oktober 1923

von E. Everling.

Meine Damen und Herren! Politik ist die Kunst des Möglichen. Auch die sportlich-technische Wertungspolitik muß erreichbare Ziele setzen, erwünschte Zwecke fördern. Ziel und Zweck des Segelfluges lassen sich nach den Erfahrungen der letzten Wettbewerbe wohl festlegen.

Es ist gelungen, den Aufwind zum Verflachen des Gleitwinkels und zum Steigen auszunutzen, den Startort zu überhöhen, Rekorde für Flugdauer und Flugstrecke vorzulegen und zu verteidigen. Sollte das nicht dauernd gelingen, weil unsere Gegner sich in der ganzen uns verschlossenen Welt die längsten Dünenketten, die steilsten Gebirge, die stetigsten Windstrecken aussuchen können, so wenden wir Deutschen uns der technisch-kulturellen Weiterentwicklung auch beim Segelflug zu.

Die Ziele des Segelfluges und damit unserer Wertungspolitik sollen also technischen Fortschritt bringen. Zunächst ist der Windbereich zu vergrößern; auch bei schwacher Luftbewegung gilt es, vom Boden loszukommen und zu segeln. Das ist ein Gebiet, auf dem sich auch der Nachwuchs ungestraft betätigen kann — ein Fingerzeig für die Wertungspolitik: Schwachwindwettbewerbe, zugleich bessere Ausnutzung von Flauten bei kostspieligen Veranstaltungen!

Für das praktische Fliegen wichtiger ist die obere Grenze der Windstärke und Böigkeit, bei der man noch sicher starten, fliegen und landen kann. Hier ist Vorsicht bei den Ausschreibungen, Sorgfalt bei der Zulassung und selbständiges Anpassen der Sportleitung an die Wetterlage nötig.

Zu diesen segelsportlichen Zielen tritt der flugtechnische Zweck, auch den Motorflug zu fördern, bauliche Verbesserungen billig zu erproben, Flieger zu schulen und zu üben. Hier gilt es, die aerodynamische Güte, die Steuerfähigkeit und ihre Beherrschung durch den Flieger, aber auch Auf- und Abrüstbarkeit, Raumbedarf und andere Betriebseigenschaften zu werten.

Die wichtigste Aufgabe unserer Segelflugentwicklung ist aber der dynamische Flug, das Ausnutzen von Windschwankungen. Theoretisch ist er wohl möglich, praktisch aber, auch bei Flugtieren, noch keineswegs einwandfrei nachgewiesen. Hier hätte die Ausschreibung den Aufwind bewußt auszuschalten, durch eine Wertungsformel abzuziehen; dann könnte festgestellt werden, ob die Windschwankungen ausgenutzt wurden und in welchem Umfange, etwa welcher Bruchteil der Windschwankungsenergie. Das bedeutet aber vervollkommnete Meßtechnik und erweiterte Meßtätigkeit. Die mittlere Luftströmung in der Umgebung des Flugzeuges wäre durch Anschneiden von Fremdkörpern, z. B. Rauchballen, festzustellen und abzurechnen. Bloße Flüge über der Ebene oder dem Wasser genügen nicht als Nachweis dynamischen Segelns; denn Aufwind entsteht nicht nur an Hängen, auch unter frischen Wolken, über erhitztem Boden, an Flachküsten oder andern Stellen, wo die Bodenreibung sich ändert, sogar über Meereswellen und Schiffen.

Ebenso machen die Betrebungen, Segelflugzeuge mit Kleinmotoren auszurüsten, Schleppvorrichtungen und Segeldrachen eine Formelwertung nötig.

Will man den Auf- und Rückenwind, die Vortriebkräfte oder den Benzinverbrauch, ferner Luftdichte und Flächenbelastung gerecht berücksichtigen, so muß die Wertungstheorie helfen. Im Mutterlande der Flugmechanik geht es nicht an, mit Faustformeln ohne eigentlichen technischen Sinn zu arbeiten, wo vernünftige Wertungsverfahren einfach zu gewinnen sind.

Dabei sind zwei Gesichtspunkte zu unterscheiden: Raumwertung, flachster Gleitflug, und Zeitwertung, kleinste Sinkgeschwindigkeit. Jene betrachtet die Flughöhe abhängig von der abgewickelten Flugbahnfußkurve, diese abhängig von der Flugzeit. Jene strebt nach großer Flugweite, Züchtung von Gleitflugzeugen, kommt also für den Sport und die etwaige praktische

[1]) Die ausführlichen Rechnungen bringt ein besonderer Aufsatz: »Zur Mechanik des Segelfluges«, S. 152 bis 154.

Digitized by Google

Verwendung des Segelns in Frage; diese verlangt Flugdauer und fördert die Flugzeuge mit Antrieb, der um so wirksamer ist, je geringer die Sinkgeschwindigkeit.

Flugmechanisch hängt die Raumwertungsziffer daher von der Gleitzahl $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$, die Zeitwertungsziffer von der Flugzahl $\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1.5}}$ oder anschaulicher von der Sinkgeschwindigkeit

$$v_s = \varkappa \cdot v_I \text{ ab, wo } v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}}$$

die Einheitsgeschwindigkeit (für den Auftriebsbeiwert $c_a = 1$) bedeutet.

Gewertet wird nun die Verbesserung der wirklich erzielten Gleitwinkel oder Sinkgeschwindigkeiten (Höhenunterschied h zwischen Start- und Landestelle geteilt durch Flugstrecke l bzw. -Dauer t) gegen einen Normalwert ε bzw. v_0, wobei die Motor-, Wind- usw. Einflüsse, soweit man sie für den jeweiligen Wettbewerbszweck berücksichtigen will, mit Größen gleicher Benennung (reine Zahl bzw. Geschwindigkeit) abzuziehen sind.

Die Raumwertziffer lautet also:

$$z = \varepsilon + \frac{h}{l}\left(1 + \frac{w}{v}\right) - \frac{1}{v}(v_a + v_h);$$

und die Zeitwertziffer:

$$Z = v_0 + \frac{h}{t} - (v_a + v_h);$$

dabei ist w die Windgeschwindigkeit, v_a der Aufwind, $v_h = 75\,\eta\,\frac{N}{G}$ die Hubgeschwindigkeit des Motors; die Bahngeschwindigkeit v ist durch Messung oder Rechnung für jedes Flugzeug oder mit einem Normalwert festzulegen. h ist als Höhengewinn positiv zu nehmen.

Will man statt der Vortriebsleistung die Treibkraft S einsetzen, etwa für ein Drachenseil oder eine Schlepptrosse, so schreibe man statt $\frac{v_h}{v}$ das Kräfteverhältnis $\frac{S}{G}$.

Ist statt des Motors der Betriebstoffvorrat B zu werten, so ist die Hubgeschwindigkeit zu streichen und der Höhengewinn h zu vermindern um $270 \cdot 10^3 \frac{\eta}{b} \cdot \frac{B}{G}$, nämlich mit dem Produkt aus Betriebstoffanteil am Fluggewicht $\frac{B}{G}$, Schraubenwirkungsgrad η und Brennhöhe $\frac{270 \cdot 10^3}{b}$, wo b der Betriebstoffverbrauch des Motors in kg/PSh, also $b/270 \cdot 10^3$ in m^{-1} ist; die Brennhöhe ist daher die Höhe, aus der 1 kg Betriebstoff fallen müßte, um mechanisch die gleiche Arbeit an der Kurbelwelle zu leisten, wie in Wirklichkeit durch den Verpuffungsvorgang. Wegen der Übertragung durch die Schraube ist die Brennhöhe mit η zu multiplizieren, und B kg Betriebstoff heben G kg Flugzeug auf das $\frac{B}{G}$fache; um diesen Betrag ist der festgestellte Höhengewinn zu vermindern.

Bei diesem Wertungsverfahren ist freilich noch nicht beachtet, daß ein Flugzeug auch bei unveränderlichen Eigenschaften und Wetterverhältnissen nicht beliebig weit und lange geradlinig gleitet, weil die Ausdauer des Fliegers hinzutritt; und die soll meist neben seiner Geschicklichkeit gewertet werden. Da hilft folgende einfache Betrachtung: Ein Stein hat die Ausdauer Null, er fällt unter der Schwerebeschleunigung g in einer Parabel. Die geradlinige Flugbahn unserer beiden Wertungsformeln entspricht der Ausdauer ∞, der Schwere Null. Für den Menschen ist ein Mittelwert anzusetzen, etwa $q \cdot g$; einem Segler wird also gestattet, in der Zeit t um die Strecke $\frac{q \cdot g}{2} \cdot t^2 = \frac{q \cdot g}{2} \cdot \frac{l^2}{v^2}$ zu fallen; der gemessene Höhengewinn h in beiden Formeln ist also um diesen Betrag zu vergrößern.

So vermag die Flugmechanik durch ganz einfache Betrachtungen die Zusammenhänge zu liefern, nach denen man Segelflüge (wie Flüge allgemein) je nach ihrem Zweck gerecht werten kann. Vorgaben werden den sportliebenden Zuschauer fesseln, richtige Aufgaben dem Erbauer neue Wege bahnen und den Flieger zu neuen Leistungen anspornen. Denn der Segelflug, in Deutschland geboren, soll vor allem in Deutschland gedeihen!

Schlußwort (gehört zu S. 147 links unten!).

Die Aussprache zu den Vorträgen über den Segelflug zeigte die erfreuliche Einmütigkeit, von der unser hochverehrter Herr Vorsitzender in der Eröffnungsrede sprach.

Auch über das dynamische Segeln sind wir wohl insoweit einig, daß es bisher nicht erwiesen werden konnte. Aber das ist auch noch nicht versucht worden. Die Wertungsformeln lassen sich hier etwa in der Weise verwenden, daß man beim Bewerten der Flüge den Aufwind beiseite läßt, beim Auswerten der gleichen Flüge ihn jedoch anrechnet, so daß neben der Preiszuteilung für Windausnutzung allgemein der dynamische Anteil festgestellt wird.

Jedenfalls gestatten uns die bisherigen Erfahrungen der luftfahrtechnischen Entwicklung nicht, einen theoretisch möglichen Fortschritt als utopisch zu belächeln, wo der Versuch entscheiden kann.

Welche Energie aus den Windschwankungen bestenfalls herausgeholt werden kann, hat Herr Prandtl mir soeben versprochen, in einem Aufsatz mitzuteilen; ich stelle meine eigenen Rechnungen deswegen zurück. Leider fehlen immer noch Zahlenangaben über die wirkliche Größe der Windschwankungen.

Über die Möglichkeit des Menschenkraft-Flugzeuges gewinnt man ein Urteil, wenn man sich vergegenwärtigt, daß man sich und das Flugzeug ständig mit der »Sinkgeschwindigkeit« von rd. 2 m/s heben müßte, was beim Treppensteigen nur kurz möglich ist. Dagegen wäre der Menschenkraft-Start möglich und erwünscht; denn das heutige Abflugverfahren mit den vielen Hilfskräften paßt gar nicht zu dem sonst so eleganten Sport und ist obendrein gefährlich — eine weitere Aufgabe für die Vervollkommnung unseres Segelfluges.

Der Rhön-Segelflugwettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung.

Von Roland Eisenlohr, Karlsruhe.

Während die ersten Jahre der Segelflugwettbewerbe in der Rhön mehr sportlichen Charakter und den Zweck der Anregung zum Segelflugzeugbau hatten, sollte der Wettbewerb 1923 in noch stärkerem Maße als der vorjährige die Züchtung wissenschaftlich gut durchgearbeiteter Flugzeuge bezwecken. Man hatte daher den Wettbewerb in einen Vorwettbewerb, der dem Sportlichen und Anregenden Rechnung trug, und einen Hauptwettbewerb eingeteilt, in dem nur in aerodynamischer und technischer Hinsicht ganz ausgezeichnet durchgearbeitete Flugzeuge Aussicht auf Erfolg und Erreichung der geforderten Mindestleistungen hatten. Bei 97 Anmeldungen kamen von den etwa 60 zugelassenen Flugzeugen nur 12 bis 15 für die großen Preise im besten Falle in Betracht. Als Mindestleistungen waren verlangt: eine Entfernung von mindestens 20 km über Land und beim Höhenflug mindestens 350 m Höhe über dem Startpunkt. Konnte letztere Bedingung eher erreicht werden, wenn entsprechend starker Wind herrschte, so war die erste Bedingung recht schwierig.

Daß es während des Wettbewerbes überhaupt nicht gelang, diese Bedingungen zu erfüllen, lag lediglich an der Ungunst der Witterung. Der Höhenflug wäre von Hackmack am 30. August zweifellos leicht erreicht worden, wenn er nicht bei 305 m schon abgebrochen hätte, in der Meinung, die Mindestleistung bereits überboten zu haben. Die anderen für den Höhenflug durchaus aussichtsreichen Maschinen (Darmstadt und Martens) waren an jenen Tagen, wo entsprechender Wind herrschte, durch Entfernungsflüge in Anspruch genommen.

Für den Überlandflug waren die Windverhältnisse während der 14 Tage des Hauptwettbewerbs niemals günstig. Es ist kein Zweifel, daß sowohl Martens wie »Konsul« (Darmstadt) die Entfernung zurückgelegt hätten bei entsprechendem Winde. Am 29. August erreichte »Konsul« (Darmstadt) 19 km Entfernung, wobei er nur durch das Eisenbahngelände und Sumpfgebiet, das eine Landung nicht zuließ, verhindert wurde, 20 km zu überschreiten. Auch Martens brachte es doch bei ganz schwachem Winde — 3 bis 4 m/s — schon auf 11,8 km. Die vorzügliche Segelfähigkeit beider Maschinen erwies sich am letzten Wettbewerbstag, wo sie bei noch schwächerem Winde etwa 7 km zurücklegten und wo Martens beim Zielflug auf 1400 m Distanz trotz Umwegflügen sein Flugzeug nicht frühzeitig genug auf den Boden bringen konnte und daher immer erst hinter dem Ziel landete. Später erreichte Martens 14 km Überlandflug.

Eine Reihe von Flugzeugen, auf die man große Erwartungen setzen durfte, gingen leider schon bei Vorversuchen oder beim Sturm am 30. August zu Bruch und schieden aus: »Der Dessauer«, Messerschmidt-Eindecker, »Vampyr«, Berlin, »Rheinland« u. a.

Bei den meisten Flugzeugen erwies sich die Seitensteuerung als zu wenig wirksam, ein Punkt, der mit dazu beitrug, daß keine

Digitized by Google

Dauerflüge erzielt wurden, da die Flugzeuge sich nicht am Hang zu halten vermochten. Das Flugzeug mit dem sicherlich wirksamsten Seitenleitwerk der Hübner-Schenk-Eindecker kam leider über Vorversuche nicht hinaus.

Auch das Starten bei schwachem Winde bot noch große Schwierigkeiten und führte zu mehreren Brüchen (Harth, Drude, Hawa, Dresden u. a.).

Das Streben nach weitspannenden, wenig tiefen Flügelkonstruktionen kam stark zum Ausdruck. So hatte »Konsul« 19 m Spannweite bei nur 1,25 m Tiefe, also ein Seitenverhältnis 1:15; ebenso günstige Abmessungen zeigte Martens-»Strolch«.

In der Konstruktion der Flügel fällt auf, daß der prozentuale Anteil der flügelgesteuerten Flugzeuge gegenüber dem Stand des Vorjahres ziemlich zurückging. Mit Flügelsteuerung waren ausgerüstet: Berlin, Dresden-Eindecker, Harth-»Pilotus« und Messerschmidt-Eindecker sowie Darmstadt-»Geheimrat«. Außerdem folgende Flugzeuge, die es nicht zu nennenswerten Leistungen brachten und damit den Beweis von der Zuverlässigkeit ihrer Flügelsteuerung nicht lieferten: Hawa-»Spatz«, Braunschweig-Eindecker, Michael-Leipzig und Maykemper.

Der Berliner Eindecker »Charlotte« (Abb. 1), war das einzige schwanzlose, also rein flügelgesteuerte Flugzeug. Seine Flüge waren sehr schön, wenn auch in der Längsrichtung noch etwas

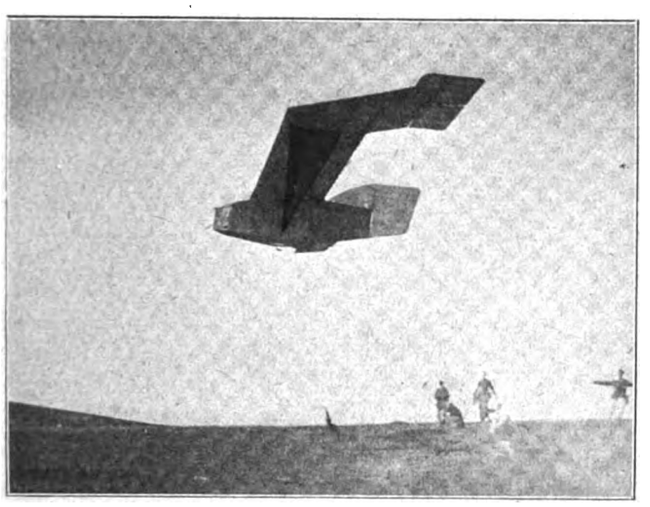


Abb. 1.

labil. Zu einer ganz einwandfreien Erprobung der Seitensteuerung kam es leider nicht, da der Eindecker infolge schlechter Sicht beim Ausweichen vor einem Baume an einem anderen streifte und zu Boden gedrückt und zertrümmert wurde. Der schon vom Vorjahre her bekannte Eindecker war etwas umgebaut worden und zeigte außerordentlich interessante und geistreich durchkonstruierte Einzelteile der Steuerung. Die an jedem der zurückgezogenen Flügelenden angebrachten zweiteiligen Klappen dienten zur Höhen- und Quersteuerung, wobei ein Hebelarm von 1,8 m zur Verfügung stand. Durch Spreizen, das nur auf einem Flügelende erfolgte, wurde mit einem seitlichen Hebelarm von 6,3 m die Seitensteuerung bewirkt. Eine Verstärkung der Fangstiele zur Vermeidung von Flügeltorsion hat ihren Zweck erfüllt (Abb. 2).

Noch immer bildet die Flügeltorsion bei den leichtgebauten Segelflugzeugen eine große Gefahr. Die Gefahr steigert sich bei einholmig gebauten, freitragenden Flügeln, und weiterhin durch zu nahes Beisammenliegen der Flügelanschlußpunkte am Rumpf. Dem Punkt ist mehr Beachtung zu schenken. Diese Gefahr ist vielleicht mit dem Dessauer Eindecker verhängnisvoll gewesen, dessen Flügel stark in Schwingungen geriet, die der Einschaltung eines elastischen Puffers innerhalb der Flügelstützen wohl zuzuschreiben und zweifellos zu weit begrenzt waren[1]). Martens hatte übrigens am Flügel seines »Strolch« durch Langlochausbildung am Anschlußpunkt der Flügelstreben ebenfalls bewußt mit Schwingungen gerechnet, wobei nicht einmal eine Federung vorgesehen war. Aber bei seinen an sich allerdings nur auf Biegung äußerst elastischen Flügelholmen war diese offenbar nicht erforderlich.

Die Lagerung des drehbaren Flügels bereitet noch Schwierigkeiten. So zeigte sich der an sich äußerst sorgsam und sauber gebaute Messerschmidt-Eindecker härteren Landungsstößen nicht gewachsen. Überhaupt sind allgemein die Flügel zu wenig auf die Beanspruchungen bei der Landung hin berechnet und gebaut, die oft wesentlich höher sind als die größten im Flug auftretenden Kräfte.

Merkwürdigerweise herrscht überhaupt über die Vielfache der Belastung als Grundlage zur Flügelberechnung ziemliche Unklar-

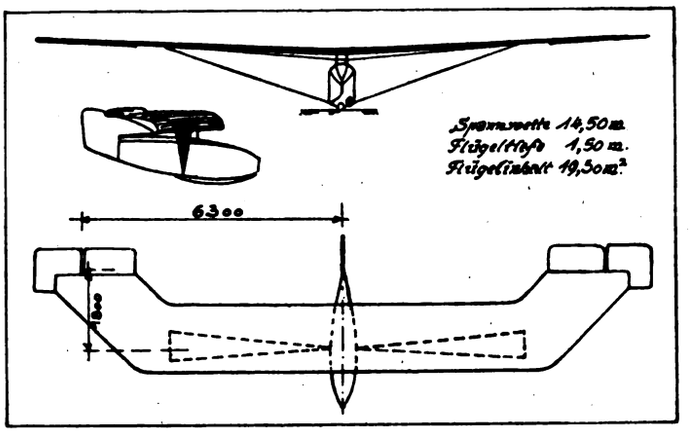


Abb. 2.

heit, wie wir bei der Abnahme der Flugzeuge feststellen konnten. Es wäre gut, wenn seitens der WGL, etwa durch die Versuchsanstalt in Adlershof, allgemein verständliche Richtlinien hierfür festgelegt und veröffentlicht würden. Das müßte aber recht bald geschehen. Dabei wäre auch anzugeben, ob bei der Berechnung des Flügelinhaltes die Querruder mitzurechnen sind oder nicht.

Wichtig ist der von Martens durchweg angeordnete Einbau von Kupplungshebeln in den Steuerzügen an den Trennungsstellen der Flügel (und der Steuerruder), die ein Lösen bzw. Nachspannen von Steuerzügen umgeht und zu rascher und stets richtiger Montage die Grundlage bildet.

Nicht unerwähnt will ich hier lassen, daß das feuchte, nebelreiche Wetter während des diesjährigen Wettbewerbs bei einigen Flugzeugen starke Flügelverziehungen zur Folge hatte, die dann ihrerseits der Anlaß zu Mißerfolgen und Brüchen waren und dadurch das Gesamtergebnis des Wettbewerbs stark beeinträchtigten.

Die Querrudersteuerung kam wieder — im Gegensatz zum Vorjahre — mehr zur Verwendung, zweifellos infolge ihrer einfacheren Herstellung. Von Verwindungseinrichtungen ist die beim Messerschmidt-Eindecker S 14 sehr schön gelöst, wo um einen festen Holm die äußeren Rippen drehbar angeordnet sind und durch einen auf den Nasenholm wirkenden Hebel der Steuerung vorn gesenkt bzw. gehoben werden.

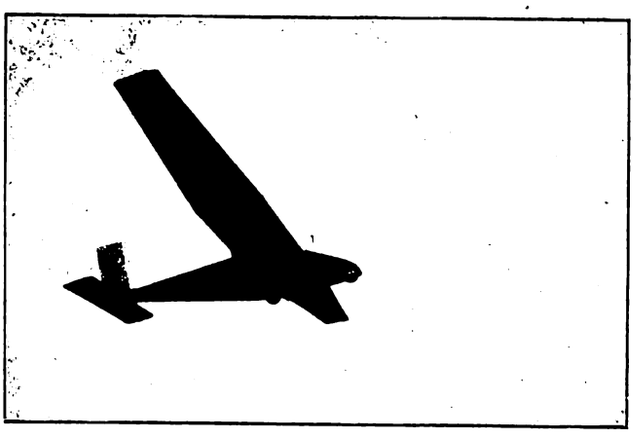


Abb. 3.

Ein im Fluge veränderliches Profil war nicht versucht worden. (Eine damit ausgerüstete Darmstädter Maschine wurde nicht fertig.) Der Eindecker »Picolo« besaß eine durch Handrad zu betätigende Verstellbarkeit des ganzen, um eine Achse drehbaren Flügels. Der Flügel war aber weiterhin noch in den Grenzen einer gefederten Lagerung selbsttätig etwas verstellbar.

Im allgemeinen boten die Flügelkonstruktionen wenig Anlaß zu Beanstandungen, mehr jedoch die Fangstiele, deren Beschläge oder Angriffspunkte an Flügel mehrfach zu schwach oder unrichtig

[1]) Die in der Luft erfolgten Flügelschwingungen und der dadurch erfolgte Bruch der Flügel im Fluge nach unten sind in dem von Herrn Krupp aufgenommenen Film einwandfrei erkennbar.

Digitized by Google

am Rumpf angesetzt waren, so daß sie größeren Landungsstößen nicht standhielten. Diesen Beanstandungen konnte aber überall nachträglich noch Rechnung getragen werden.

Gerade unter Berücksichtigung der Landungsbeanspruchungen mußten an einer Reihe von Rümpfen Verstärkungen angebracht werden. Sowohl die Stiel- wie die Flügelanschlußbeschläge waren mehrfach unglücklich konstruiert. Sie gehören ja mit zu den überhaupt schwierigsten Konstruktionspunkten am Flugzeug. Recht glücklich erscheint da der Gedanke, der von Ksoll (»Galgenvogel«) [ähnlich von Krüger (»Schlägel und Eisen«), teilweise auch von Erfurt] verwirklicht wurde, den Flügel an einem Strahlrohraufbau zu befestigen, der Sitz, Steuerung und Kufe trägt (s. Abb. 7) und um den der Rumpf nur als Schale und als Schwanzträger herumgelegt ist. Vor allem, wenn dabei auch ein gefederter Sitz angeordnet wird, erscheint dieses System recht aussichtsreich. Den einzigen gefederten Sitz hatte Dresden-»Falke«. Dennoch waren bei dem infolge seitlichen Abrutschens gleich nach dem Start erfolgten Aufschlag der Stahlrohrrahmen des Sitzes verbogen. Zweifellos hat aber die Federung stark dahin gewirkt, für die Person des Führers den Stoß zu vermindern. Die Sitzfederung sollte viel mehr verwendet werden.

Mehr als früher waren aus aerodynamischen und konstruktiven Gründen andre als hochrechteckige Rumpfquerschnitte versucht worden. Martens hat nahezu quadratischen Querschnitt verwendet, Dessau und Weltensegler sahen trapezförmigen vor, und zwar war beim ersteren die lange Seite oben, bei »Bremen« und »Nimm mich mit« unten. Sechseckig bildeten Darmstadt (»Margarete«) und Schenk-Hübner ihre Rümpfe aus. Bei letzterem ging der obere Holm über dem Führersitz durch, so daß in den beiden schrägen Oberseiten Fenster (s. Abb. 4) für Sicht des Fliegers, die dabei aber etwas beeinträchtigt wird, ausgeschnitten werden mußten.

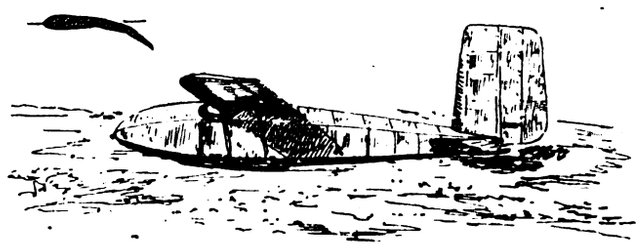


Abb. 4.

Neben dem ganz runden oder rundovalen Rumpf bei »Galgenvogel«, Espenlaub und Stuttgart fanden sich noch zwei Spitzovalrümpfe bei »Rheinland« und »Schlägel und Eisen«. Den wohl besten Mittelweg fand Darmstadt für »Konsul«, bei dem die schönen Rundungen der Seiten oben und unten unter sehr stumpfem Winkel auf Kantholmen zusammenliefen zu kaum merkbarer Spitzovalform im ganzen. Diese Bauart vereinigt gute Form, leichte Herstellung und hohe Festigkeit. Durchweg waren die Rümpfe dem Vorjahr gegenüber richtiger, besser und eleganter ausgeführt. Die meist an der Rumpfspitze befestigten Starthaken befriedigten nach Form und Festigkeit nicht alle, was zu großen Aufenthalten beim Starten infolge Abgleitens des Startseiles führte.

Von Wichtigkeit ist die Betrachtung der Höhe des Rumpfes vorn am Führersitz und seine Länge, da beides für die Seitensteuerung von höchster Bedeutung ist.

Zu kurz gebaute Rümpfe waren der Grund vieler enttäuschter Hoffnungen, da die Seitensteuerung zu wenig wirksam war und daher das Flugzeug nicht am Hang gehalten werden konnte. Gesteigert wurde der Nachteil durch Rümpfe, die vorn zu hoch und vor dem Führer zu lang waren und so Flächen boten, die im Kurven der Seitensteuerung entgegenwirkten. Hierunter hatten zu leiden insbesondere der sonst sehr sorgfältig durchkonstruierte »Kurpfalz« (Heidelberg), der Stuttgarter Eindecker nach seinem Umbau und in geringerem Maße auch der »Dessauer«. So hatte Heidelberg (allerdings als Doppeldecker!) eine Rumpfhöhe von 1,65 m, »Konsul« nur 1,30 m und »Strolch« nur 1,20 m.

Diese Betrachtung lenkt unsere Blicke auf das Seitenleitwerk. Martens ist (Abb. 3) der einzige, der auf eine Kielflosse verzichtete! Die Größenbemessung des Seitenleitwerks soll bedingt sein durch Höhe des Rumpfvorderteils, Flügelspannweite und Rumpflänge (Hebelarm). Noch immer, trotz der entsprechenden Erfahrungen der beiden letzten Jahre, wird die Wirkung der Seitenruder überschätzt, zumal bei der geringen Geschwindigkeit und der verhältnismäßig großen Spannweite der Segelflugzeuge. Darin sind die Darmstädter vor allem vorbildlich und auch Baden-Baden; wie man sieht, gerade diejenigen, die die meiste Rhönerfahrung haben. (Beachte hierzu Liste 1!) Den bedeutendsten Versuch in dieser Richtung zeigten Schenk-Hübner, die nicht nur das an sich größte Leitwerk von 3,15 m² hatten, sondern an diesem auch ein veränderliches Profil einführten. Dabei geht die Kielflosse ins Ruder über, das zweiteilig ist derart, daß die hintere Hälfte den doppelten Ausschlag der vorderen aufweist. Somit kann man das ganze Seitenleitwerk, das aus drei etwa gleichtiefen Streifen besteht, als ein sich gut wölbendes Profil auffassen, dessen Ausschlag im ersten Drittel = 0, im zweiten = ½ und im dritten = 1 ist, wodurch zweifellos eine starke Steuerwirkung erzielt wird.

Über die Höhensteuerung ist nicht viel zu sagen. Sie hat im allgemeinen überall ausgereicht. Das Weglassen einer Höhenflosse hat sich mehr und mehr eingebürgert (s. Liste 1). Eine eigentliche Erprobung des Höhenleitwerks fand ja nicht statt, ist auch vergleichsweise kaum möglich, da sogar für die Steigfähigkeit das Höhenleitwerk nur eine untergeordnete Rolle spielt. Für das Niedergehen und Landen reichten die Ruder immer aus. Interessanterweise gelang es am letzten Tage Martens nicht, seinen Eindecker schnell genug zu drücken. Trotz großer Umwegflüge konnte er nicht schnell genug auf das 1400 m entfernte Ziel zu sinken und schwebte immer darüber hinweg.

Auch die Quersteuerung durch Querruder erwies sich durchweg als ausreichend. Die Anlenkung der Querruder bietet immer die alten Schwierigkeiten bei der Überdeckung des entstehenden Schlitzes. Differentialquersteuerung nannte E. Meyer-Dresden seine Anordnung, bei der die Querruder einen größeren Ausschlag nach oben als nach unten zeigten, eine ebenso einfache wie sinnreiche Vorrichtung, die unnötigen Bremswiderstand erspart.

Komplikationen in der Gesamtsteueranordnung haben sich erneut als unzweckmäßig erwiesen. Es ist streng daran festzuhalten, möglichst nicht zwei Funktionen derselben Fläche aufzubürden. Nur die äußerst geschickt gelöste Steuerung des Berliner Eindeckers schien einigermaßen den Anforderungen zu entsprechen, wenn auch deren unbedingt sichere Steuerbarkeit in ungünstiger Lage, wo schnelle und starke Steuerwirkungen aller Art erforderlich sind, noch nicht erwiesen ist. Insbesondere die Seitensteuerung dürfte für den Fall der Not vielleicht nicht immer ausreichend sein.

Von einer Beurteilung der nach Lilienthalschen Prinzipien gebauten und nur mit den beiden Flügelhälften zu steuernden Maschine von Michael-Leipzig, muß ich absehen. In der vorgeführten Form ist jedenfalls eine zuverlässige Steuerung absolut unmöglich, da Seiten-, Höhen- und Quersteuerung sowohl durch denselben Hebel als auch nur mit dem gleichen, nämlich dem äußeren Flügelteil bewirkt werden konnten. Es waren also bestenfalls nur zwei Steuerwirkungen zugleich erreichbar. Die Maschine machte nur zwei bis drei Sprünge von 5 bis 10 m, ist also völlig unerprobt.

Um noch kurz auf die Kufen zu sprechen zu kommen, so fand die fast allein verwendete Mittelkufe recht gute Ausführungsformen. Ungefederte Kufen haben sich nicht bewährt, ziehen auch bei der Landung den ganzen Flugzeugaufbau zu stark in Mitleidenschaft. Doppelkufen in nicht zu großem Abstand voneinander haben ihre großen Vorteile gezeigt und sollten mehr verwendet werden. Als zweckmäßige Federung lassen sich Autopneus verwenden wie bei »Framat« u. a. Insbesondere bei Vereins-Schulflugzeugen, bei denen nicht immer so scharfe Kontrolle nach der Landung ausgeübt wird wie in der Rhön, sollte man Doppelkufen anwenden, da hierdurch eine Verminderung der Überbeanspruchungsgefahr des Flügelaufbaues erreicht wird, die beim Einkufensystem infolge des seitlichen Auflagerns beim Landen eine sehr große ist.

Das Rollballsystem der Hannoveraner, das auch Martens wieder bei seinem kleinen »Strolch« verwendete, ist hervorragend günstig. Nur beim Landen am Hang besteht die Gefahr des Abrollens, weshalb die Bälle gebremst sein sollten. Dasselbe gilt natürlich für Räder.

Noch kurz ein Wort über die Zerlegbarkeit der Flugzeuge, die m. E. für die Zukunft eigentlich vorgeschrieben sein müßte. Martens hat den Gewinn so vieler Preise mit der unglaublich einfachen und genialen Zerlegbarkeit seines Eindeckers zu verdanken, die zu den bedeutendsten technischen Erfolgen in der Rhön zu zählen ist. Bis bei Fernflügen sein Landungspunkt angeschnitten war, sah man ihn im Entfernungsmesser bereits neben seinem für den Rücktransport zerlegten »Strolch« stehen! Eine Stunde später war er startbereit schon wieder oben auf der Kuppe! Nicht nur der Transport sondern auch die Unterbringung wird für sein Flugzeug eine einfache Sache, und bei aufkommendem Unwetter kann er binnen zwei bis drei Minuten sein Flugzeug demselben durch Auseinandernehmen entziehen.

In dem Zusammenhang muß ich auch erwähnen, daß E. Meyer-Dresden seine Streben- und Flügelanschlüsse mit Flügelmuttern

Digitized by Google

Liste I der Flugzeuge vom Rhönwettbewerb 1928.

(Flugzeuge, die schon 1922 in der Rhön waren, sind nicht aufgeführt.)

Melde-Nr.	Eigentümer, Ort, (Hersteller)	Name des Flugzeugs	Spannweite m	Flügeltiefe m	Länge gesamt m	Höhe m	Flügelinhalt m²	Leergewicht kg	Flügelbelastung kg/m²	Höhenflosse m²	Höhenruder m²	Seitenflosse m²	Seitenruder m²	Hebelarm m	Bemerkungen
1	Flugtechnischer Verein Dessau	»Der Dessauer«	12,6	1,23	5,7	1,35	15,5	115	10,6	0,95	1,50	0,44	1,30	3,40	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt (breite Seite oben!), elastische Fangstiele
6	Wissenschaftl. Flugsportklub Heidelberg (Waggonfabrik Fuchs A.-G.)	»Kurpfalz-Sauzahn« (Doppeldecker)	14,0 o. 9,0 u.	0,80 0,45	4,9	1,65	15,0	120	12,0	—	—	0,60	0,63	2,60	Vorn sehr hoher Rumpf mit unten herauswachsendem Kiel. Beide Flügel freitragend. (Später wurde 1 Stiel wegen Durchbiegung eingezogen.)
11	Akademische Fliegergruppe Darmstadt (Bahnbedarf A.-G.)	»Consul«	19,0 [1]	1,1	6,5	1,3	20,0	160	11,0	2,00	3,20	0,78	1,50	3,50	Verspannungsloser Flügel mit Querrudern. Spitzovaler Torpedorumpf. Sehr große Steuerflächen.
13	Desgl. (Akadem. Fliegergruppe)	»Margarete«	15,0	1,70	6,6	1,7	25,0	190	12,4	2,10	3,00	0,72	1,80	4,30	Zweisitzer mit Fangstielen.
16	Josef Ksoll Breslau	»Galgenvogel«	14,0	1,20	5,5	1,5	17,0	125	11,0	keine	2,00	0,60	0,70	4,00	Flügel in einem Stück. Runder Torpedorumpf als Schale, vorn Stahlrohrgestell-Einbau.
19	Akadem. Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin (teilweise Sablatnig)	»Charlotte«	14,5	1,50	4,10	1,5	19,5	133	10,0	keine	4×0,65	1,00	Bremsklappen	1,80 e. Höh.-Steuer	Schwanzloser Eindecker mit Flügelsteuerung durch Klappen. (Hebelarm für Seitensteuerung 6,30 m seitlich)
30	G. Espenlaub Wasserkuppe	»E V.«	12,0	1,20	5,0	1,5	14,0	86	10,3	keine	2,20	0.45	0,70	3,40	Tropfenrumpf mit Stoffbespannung.
50	Messerschmitt Bamberg	»Modell 1923«	14,0	1,35	5,4	1,35	17,5	105	9,6	keine	2,40	0,70	0,80	3,50	Flügelsteuerung. Elastische Rippen an den Flügelenden.
56	Technische Hochschule Aachen (Aachener Segelflugzeugbau)	»Rheinland«	12,7	1,25	5,60	1,25	15,0	102	12,0	keine	3,00	0,60	0,80	3,00	Fischförmiger Rumpf. Flügel Pfeilform nach vorn.
75	Flugtechnischer Verein Dresden	»Falke«	10,65	1,20	4,35	1,2	11,7	90	12,8	0,95	1,17	0,55	0,50	2,30	Eigenes Profil mit Druckpunkt bei 0,48 t. Flügel nur durch 1 Strebe abgefangen, stürzte gleich nach Start über links ab.
82	Prometheuswerke (Martens) Hannover	»Strolch«	14,0	1,00	5,0	1,18	14,0	85	10,7	keine	1,80	keine	0,60	3,30 (3,00)	Fahrgestell aus 3 Fußbällen; ist für 2 Kleinmotoren bestimmt.
85	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	»Bremen«	13,0	1,30	5,0	1,6	17,0	130	11,1	keine	1,8	0,55	0,80	3,30	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt, (breite Seite unten!) 2 Fangstiele.
89	Desgl.	»Nimm mich mit«	21,0	2,00	7,0	2,8	40,0	250	7,75	keine	4,0	0,80	1,28	4,60	Trapezförmiger Rumpfquerschnitt (breite Seite unten!) Zwei 3,5 m lange Fangstiele. — Zweisitzer. —
97	G. Schenk Roßlau (Anhalt) (Schenk & Hübner)	—	15,4	1,60	7,0	1,2	19,0	122	9,5	1,60	1,70	1,40	1,75	4,10 4,70	Sechseckiger Rumpfquerschnitt. Seitenruder mit veränderlichem Profil und großen Abmessungen.

[1]) Die Höchstzahlen sind fett gedruckt, wobei Zweisitzer und Charlotte unberücksichtigt sind.

Digitized by Google

ausrüstet und so nach der Landung ohne Schraubenschlüssel schnell auseinandernehmen kann. Auch die Sicherung der Flügelmuttern ist viel einfacher als die Splintsicherung, die sehr zeitraubend ist.

Zum ersten Male flogen (abgesehen vom vorjährigen Fokker) Zweisitzerflugzeuge (Weltensegler und Darmstadt) mit gutem Erfolg und zeigten interessante Lösungen dieser Aufgabe.

Ehe ich zu der Beschreibung der wesentlichsten Flugzeuge übergehe — alle zu besprechen und in Abbildungen zu bringen, ist aus Raummangel nicht möglich —, sei es gestattet, noch einige Bemerkungen allgemeiner Natur aus den Erfahrungen der Rhön heraus zu machen.

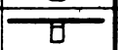
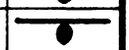
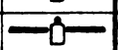
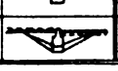
Nr.	Muster:	Gruppe a	System	Gruppe b	System
I	Hannover	Vampyr		Greif	
II	Bremen	Edith		Roland	
III	Darmstadt	Gelb Piet		Konsul	
IV	Aachen	Pirol		Blaue Maus	
V	(Rüpelgestreift)	Bayern		Baden	
VI	Alle Flugzeuge andrer Bauart = Einzelausführungen				

Abb. 5.

Die Unterteilung des Wettbewerbs in Vor- und Hauptwettbewerb hat den gewünschten Erfolg, nicht zu viele Flugzeuge auf einmal zusammenzubekommen, nicht gehabt. Was von weniger guten Flugzeugen zum Vorwettbewerb nicht fertig wurde, flog unerprobt während des Hauptwettbewerbs, was zu starken Störungen im Betrieb Anlaß gab.

Bei den heutigen Transportkosten und den Riesensummen, die für Unterbringung von Flugzeugen und Mannschaften auf der Rhön erforderlich sind, ist es notwendig, den Wettbewerb auf nur taugliche Maschinen zu beschränken. Wir müssen für das nächste Jahr von jedem zu meldenden Flugzeug außer einer Bauabnahme durch WGL-Prüfer mindestens 20 Flüge von mehr als 500 m ohne größere Beschädigungen und mindestens einen halbstündigen Flug verlangen. Flugzeuge, die das in der Heimat nicht geleistet haben, dürfen nicht auf die Rhön kommen während des Wettbewerbs. Dafür soll jeder Halbstundenflug in der Heimat prämiiert werden, mit steigender Prämie für längere Flüge.

Die Prüfung seitens der WGL-Prüfer muß streng gehandhabt werden. Die für die Preiszuteilung erforderlichen Grundlagen an Zeichnungen, Photos und Baubeschrieb wurde fast von niemand vollständig geliefert, ein Zeichen, daß viel mehr aus dem Handgelenk, statt nach klaren Zeichnungen gearbeitet wird. Auf diese Bedingungen ist in Zukunft mehr zu achten und nach ihrer Erfüllung erst darf das Flugzeug zur Rhön zugelassen werden, wo es mindestens 14 Tage vor dem auf 14 Tage zu beschränkenden Wettbewerb flugfertig sein muß, um Windverhältnisse und Gelände durch Schulflüge vor dem Wettbewerb kennenzulernen. Für die bei Schulflügen geflogene Zeit wären dann auch Prämien auszusetzen. Nur auf diesem Wege erreichen wir, daß für den Wettbewerb aussichtsreiche und fertige Flugzeuge zur Verfügung stehen. Für die Schulflüge kann auch ein spezielles Schulflugzeug zugelassen werden, um die Wettbewerbsmaschine für den Entscheidungskampf aufzuheben. Aber dennoch muß diese 14 Tage vorher zur Stelle sein. Fünf Flüge von je fünf Minuten Dauer müssen vor dem Wettbewerb von jedem Führer ausgeführt sein, zwecks Zulassung.

Die von mir formulierten Bedingungen sind schwer, aber unbedingt erforderlich. Für das Zimmern, Leimen und Basteln an halbfertigen Maschinen in der Rhön, für das stundenlange Herumstehen flugunfähiger Maschinen am Startplatz, für das Beobachten und die Sicherung von Neulingsmaschinen haben wir während des Wettbewerbs weder Geld, noch Zeit und Personal. Dafür aber soll anderseits wieder möglichst lange Zeit im Jahre die Möglichkeit geboten sein, daß Flugzeuge in der Rhön Versuchsflüge ausführen und die Mannschaften bei Selbstverpflegung Unterkommen finden können.

Das sind die Grundlagen für weitere Erfolge und gesunde Weiterentwicklung im deutschen Segelflug.

Wollen wir uns über die technischen Konstruktionsgrundlagen der verschiedenartigen Flugzeuge eine Vorstellung machen, so können wir nicht umhin, Gruppen zu bilden nach einheitlichen Gesichtspunkten, wie ich das schon in meinem Buch über motorlosen Flug vor zwei Jahren, von der Rumpfform ausgehend, versucht habe. Da wir heute weiter sehen und die Richtlinien sich mehr ausgeprägt haben, können wir, richtiger vom Flügelaufbau ausgehend, etwa folgende Muster aufstellen (Abb. 5):

A. Leitwerkgesteuerte Flugzeuge (mit starren Flügeln).

1. Muster Hannover: Über Rumpf und Führer durchgehender Flügel (meist dreiteilig) mit kurzen Stützen nach Rumpfoberkanten. Untergruppe a): eckiger Rumpf: »Vampyr«, »Strolch«, Dessau, »Teufelchen«, Gotha. Untergruppe b): runder oder ovaler Rumpf: »Greif«, »Galgenvogel«, »Rübezahl«.

2. Muster »Bremen«: Flügel wie oben (nur meist zweiteilig) aber mit langen Fangstielen von Rumpfunterkante aus: »Bremen«, »Edith«, »Margarete«, »Nimm mich mit«, »Falke«, Schenk-Hübner, Roland.

3. Muster Darmstadt mit verspannungslosem Flügel (meist dreiteilig), sonst wie oben. Untergruppe a) mit eckigem Rumpf: »Geheimrat«[1]), Erfurt, »Framat«; Untergruppe b) mit rundem oder ovalem Rumpf: »Konsul«, Espenlaub V, »Schlägel und Eisen«.

4. Muster Aachen: Flügel am Rumpf angesetzt oder herauswachsend, Führer mit Kopf über dem Flügel: a) eckiger Rumpf: »Pirol-Roloff«; b) runder Rumpf: »Blaue Maus«, »Rheinland«, »Schwaben«.

B. Flugzeuge mit reiner Flügelsteuerung (in sich beweglichem Flügel).

5a) mit Schwanz. Muster »Bayern«: Messerschmidt, »Doris«, »Bayern«, Harth, Hirth.

5b) ohne Schwanz: Muster Baden: Weltensegler, Berlin, Hawa-»Spatz«.

Eine Gruppierung weiter hinaus ist nicht möglich. Wir fassen alle anderen unter dem Namen Gruppe besonderer Bauarten zusammen: Heidelberg-Doppeldecker, E. Mayer, Hols der Teufel, Drude, Maykemper usw.

Davon unberührt bleibt die Einteilung für Wertung bei Wettbewerben nach der Sinkgeschwindigkeit. Ob dieser Unterschied durch die Namen Gleit- oder Segelflugzeuge gekennzeichnet wird, mag dahingestellt bleiben, nachdem wir uns nun doch eigentlich darüber klar geworden sind, daß es ein »dynamisches« Segeln jedenfalls gar nicht (auch in der Natur nicht!) gibt und der Ausdruck »statisches Segeln« eigentlich ein Unding ist, da »statisches Segeln« kein Segeln, sondern reines Gleiten ist.

Die wichtigsten Ausmaße der interessanteren Flugzeuge sind auf den Listen I und II zusammengestellt. Im einzelnen ist folgendes zu bemerken:

Gruppe I: »Strolch«, von Martens konstruiert (Abb. 3), von den Prometheus-Werken in Hannover gebaut, ist ein verkleinerter und verfeinerter »Vampyr«. Der Rumpf hat rechteckigen Querschnitt von sparsamsten Abmessungen; Drei-Ball-Rolleinrichtung; Flügel dreiteilig mit schmalen, langen Querrudern; Keine Flossen; leicht zerlegbar. Zweifellos bestes Flugzeug des Wettbewerbs. Der einholmige Flügel mit Vorderteil aus Sperrholz als torsionsfester Balken ohne jede Nagelung unter Druck geleimt (Muster 1 a).

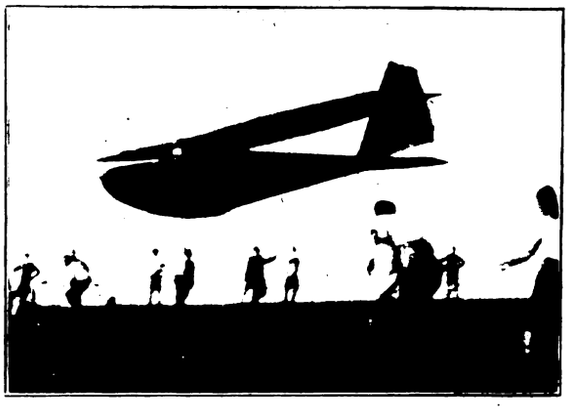


Abb. 6.

2. »Der Dessauer« des Flugtechnischen Vereins Dessau (Abb. 6). Flügel einholmig mit nur einer Strebe, in die ein Gummipuffer eingesetzt ist (stürzte infolge Schwingungserscheinungen im

[1]) Da »Geheimrat« einen starren Flügel hat, rechne ich ihn nicht zu den rein flügelgesteuerten Maschinen, ähnlich »Teufelchen«-Berlin. Mit der Bezeichnung der Muster durch Namen folge ich einem netten, in der Rhön üblich gewordenen Gebrauch, bei dem die Namen den vorbildlichen Konstruktionen entsprechend gewählt sind.

Digitized by Google

Liste II der Flugzeuge vom Rhönwettbewerb 1923.

Melde-Nr.	Eigentümer, Ort (Hersteller)	Name	Spannweite m	Länge über alles m	Höhe m	Flügelinhalt m²	Bemerkungen
2	V. f. L. im Industriegebiet Essen (Ing. Gliemann und Wendt)	»Essen«	11,0	5,0	1,2	16,0	Kufe auf hohen Füßen
14	Karl Krüger, Mehlem (stud. ing. Novak)	»Schlägel u. Eisen«	13,0	5,5	1,2	16,0	Ovalrumpf
18	Technische Hochschule Berlin (L. F. G. Stralsund)	»Teufelchen«	11,5	5,0	1,3	13,7	Verwindung
20	E. Kehr, Geisa (Schumacher)	»Geisa«	12,2	5,5	1,3	17,0	Überzogener Stahlrohrrumpf mit Drahtverspannung
26	Weltensegler, Baden-Baden	»Hols der Teufel«	13,0	6,0	2,0	18,0	Offener Sitz über Kufe
34	Michael, Leipzig	(Hochdecker, Lilienthalprofil)	8,0	4,5	2,0	8,0	Getrennte Flügelsteuerung mit 2 Hebeln auch für Seitensteuer
38	Gothaer Gleit- und Segelflug-Verein	—	12,0	5,2	1,35	16,0	Offener Sitzgleiter ohne Rumpf; gefedertes Profil
45	Roloff, Frankfurt a. M. (Deville)	»Pirolo«	14,0	6,0	1,2	28,0	Flügel im ganzen fest einstellbar
46	Segelflugzeugbau, Dresden (E. Meyer)	»M 27 Schoop«	12,0	5,4	1,8	18,0	Differentialquerruder, Fokkerabstrebung
54	V. f. Luftfahrt, Erfurt	—	12,0	6,1	1,6	22,0	Im Sturm tödlich abgestürzt. 150 kg Leergewicht
61	Technische Hochschule, Braunschweig	»S. B. 2«	8,4	5,7	1,95	18,0	Doppeldecker
72	Hannoversche Waggonfabrik (Hawa), Hannover	»Spatz«	8,0	4,0	1,5	11,0	Flügelsteuerung. Seitensteuer durch Flügelendklappen
75	Technische Hochschule, Dresden	»Falke«	10,65	4,35	1,2	11,7	Neues Profil mit Druckpunkt in 0,48 t
77	Berliner Segelflug-Verein (Drude)	»B. S. V. 6 E 3«	10,0	4,85	1,5	15,0	Offener Gitterrumpf
88	Weltensegler, Baden-Baden und Harth	»Harth-Pilotus«	12,0	3,75	1,1	15,0	Flügelsteuerung mit 2 Hebeln
92	hnischer Verein, Stuttgart	»Schwaben«	11,2	5,5	1,2	13,5	Ovalrumpf mit hohem Kiel (statt vorjährigem Kufengestell)

Fluge beim Landen ab). Schräg angesetzte, trapezförmige Querruder, schöner trapezförmiger Rumpf.

3. »Gotha« vom Gleit- und Segelflugverein Gotha, Flügel zweiholmig, dreiteilig.

4. Schenk-Hübner-Eindecker, Roßlau (Anhalt) (s. Abb. 4). Torpedoförmiger Sechskantrumpf; Einstieg durch seitliche Tür;

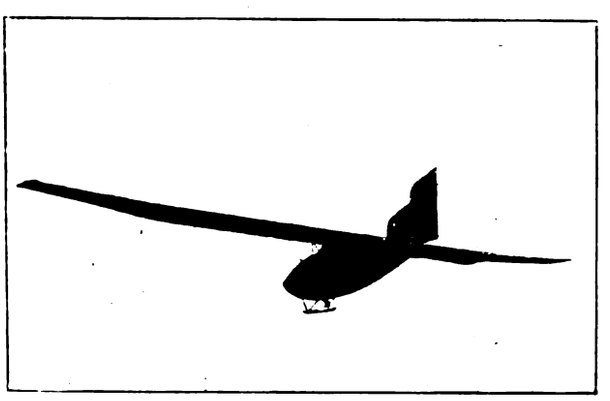


Abb. 7.

Mittelholm oben geht über Führer durch; Flügel zweiteilig; innen 1,60 m, außen 0,80 m tief; sehr großes dreiteiliges Seitenruder mit Profiländerung (s. oben).

5. »Galgenvogel« von Ksoll in Schön-Ellgut (Schles.) (Abb. 7). Flügelanschluß, Sitz, Steuerung und Kufe an Stahlrohrgestell vereinigt. Torpedo-Rumpfschale bester Form; zweiholmiger Flügel ohne Tiefenverspannung bei 14 m Spannweite aus einem Stück. (War etwas vergrößert als Segelflugzeug »Rübezahl« mit 30 PS Haacke-Motor ausgerüstet und flog mit Fluggast ¾ h mit 95 km/h bei 600 kg Fluggewicht und 26 kg/m² Belastung in Schlesien).

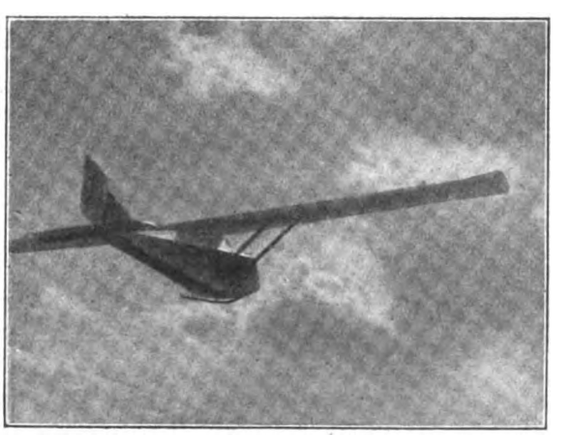


Abb. 8.

6. »Teufelchen« der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Berlin, als Versuchsflugzeug gebaut, interessant durch seine Verwindung. Das 1,60 m lange Flügelende wird dadurch tordiert, daß die Endrippe auf einem drehbaren Stahlrohre sitzt. Durch Stoffbespannung und Nasenholm werden die fünf vorletzten

Digitized by Google

Rippen von dem Flügelprofil aus zur Endrippe übergehend verstellt. Diese Rippen sitzen lose auf dem Stahlrohrholm. Der Stoff ist auf diese Breite nicht zelloniert.

Gruppe II. 7. »Bremen« der Segelflugzeugwerke Baden-Baden (Abb. 8). Nur Vorderteil des hohen Rumpfes aus Sperrholz, hinten Stoffbezug. Seitenruder ziemlich klein, daher nicht wendig genug; bei starkem Wind schöne Flugeigenschaften. Etwas zu schwer gebaut. Kräftig konstruiert auf Landungsstöße.

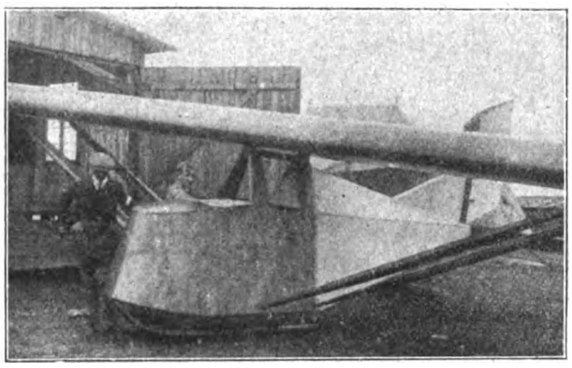


Abb. 9.

8. »Nimm mich mit«, ebenfalls von Baden-Baden, von Lippisch und Stamer gebaut. Zweisitzer (Abb. 9) in vorzüglichem Aufbau und besten Flugeigenschaften; vergrößerte Bremen. Vorderholm 300 × 55 mm, Hinterholm 250 × 75 mm. Stiele 3,50 m lang. Rumpf nur vorn Sperrholz, trapezförmig derart, daß verlängerte Seitenwände nach oben eine Pyramide bilden. Größtes bisher gebautes motorloses Flugzeug! Abmessungen s. Liste 1.

9. »Falke« des Flugtechnischen Vereins, Dresden. Kleines Flugzeug mit neuem Profil, das hinten stark gewölbt ist, C_a max von 175 haben soll und keine Druckpunktwanderung. Druckpunkt bei 0,48 t; zweiholmiger Flügel, der von nur einem Stiel abgefangen ist. Gute Kufenabfederung durch drei Blattfedern und eingeschaltete Gummipuffer. Sitz gefedert. Kleine Querruder und kurze Hebelarme für Leitwerk. Rutscht nach dem ersten Start über linken Flügel ab und wird zertrümmert.

10. »Margarete«, der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt, Konstrukteur Schatzky; zum Zweisitzer vergrößerte und verbesserte »Edith«, die ja bekannt ist. Beide Fangstiele gehen V-förmig von einem Anschlußpunkt am Rumpf aus (Abb. 10). Große Querruder schräg angesetzt; schöner Sperrholzrumpf.

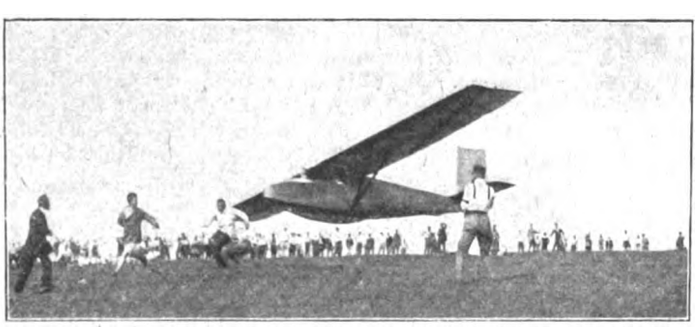


Abb. 10.

Gruppe III. 11. »Geheimrat« der akademischen Fliegergruppe Darmstadt, vom vorigen Jahr bekannt.

12. »Erfurt« des Erfurter Vereins für Luftfahrt (Abb. 11), eines der schwersten Flugzeuge im Wettbewerb mit 150 kg Leergewicht, hatte aber nur rd. 10 kg/m² Flächenbelastung. Flügel dreiteilig, verspannungslos. Flugeigenschaften schienen nicht schlecht zu sein. Die Ursachen des Absturzes sind nicht aufgeklärt. Nach dem Befund durch Ing. Kromer scheint kein Flügelbruch stattgefunden zu haben, sondern das Flugzeug bog aus schneller Fahrt gegen den Wind und kam mit nun verminderter Geschwindigkeit in Leeseite des Windes, wo es abrutschte. Die Flügel lagen teils unter, teils am Flugzeug nach dem Absturz, können also kaum gebrochen gewesen sein. An den Anschlußbeschlägen der etwa 3 m langen Außenteile des Flügels waren die Schraubenköpfe durch das Beschlagblech durchgezogen. Ob das im Fluge oder erst beim Aufschlag herausriß, war nicht festzustellen. Es zeigte sich nach dem Sturz, daß die Holme nicht ganz den Anordnungen des WGL-Prüfers entsprechend verstärkt waren. Statt durchlaufender Sperrholzstege waren nur einzelne Sperrholzstöcke in Abständen aufgeleimt. Doch scheint der Holm nicht im Fluge gebrochen zu sein. Auf eine Konstruktionseigenheit möchte ich noch hinweisen, die mir bei der Abnahme nicht unbedingt einwandfrei erschien. Der über dem Rumpf durchgehende Mittelflügel war mit starken Schellen an zwei Längsrohren im Rumpf befestigt, die in drei Spanten gelagert waren (Abb. 12). Um das Gleichgewicht zu regeln, konnte also der ganze Flügel in der Längsrichtung des Rumpfes bei Fertigmontage verschoben werden, eine sicher einfache und begrüßenswerte Lösung. Die Lager des Rohres hatten etwa 50 cm Abstand

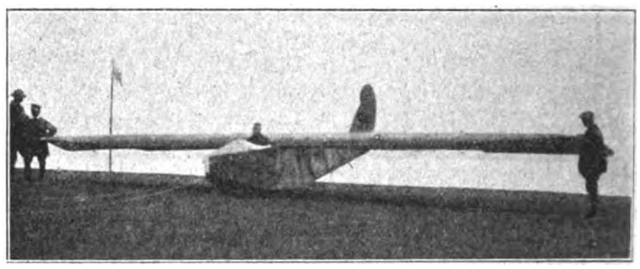


Abb. 11.

voneinander, und nun lagen die Anschlußschellen ungefähr gerade in der Mitte der Biegungslänge der Rohrstücke. Auf jedes Rohrstück von etwa 50 cm Länge wirkte also etwa ¼ der momentanen Flugbelastung auf Biegung! Vielleicht ist hierin mit eine Quelle für

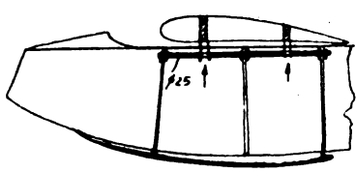


Abb. 12.

den Absturz zu suchen. Im allgemeinen war das Flugzeug recht solid gebaut und war einer Belastungsprobe unterzogen. Der Hauptgrund des Absturzes ist zweifellos in der ungeheuren Geschwindigkeit zu suchen, die das quer im Wind von 15 bis 16 m/s liegende Flugzeug hatte, ohne in der Lage zu sein, in den Wind rechtzeitig

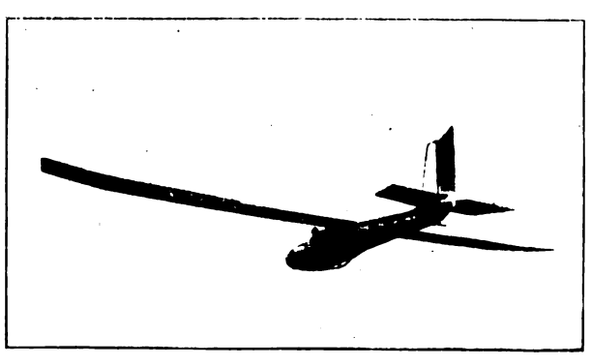


Abb. 13.

einzudrehen. Jedenfalls war also auch hier die Seitensteuerung zu unwirksam.

13. »Framat« des Frankfurter Aeroklubs hatte bei 1,90 m Flügeltiefe ein 39 cm hohes Profil nach Göttingen Nr. 422. Seitlich hinter einer Kielflosse lagen zwei Seitenruder, die aber wohl zu eng nebeneinanderliegen. Der Vorteil von zwei Seitenrudern geht dabei verloren. Die 39 cm hohen leicht gebauten Rippen hatten sich infolge der Feuchtigkeit auf einer Flügelseite so stark verzogen, daß der Eindecker sofort nach dem Start in Linkskurve abrutschte und zu Bruch ging.

14. »Konsul« akademische Fliegergruppe und Bahnbedarf, Darmstadt (Abb. 13), wetteiferte mit dem »Strolch« von Martens an eleganter Bauausführung, Güte der Konstruktion und der Flugeigenschaften. Prachtvoller, schlanker, stumpfovaler Sperrholzrumpf, der aber nur 23 cm breite Fläche für Einspannung des einholmigen 19 m spannenden Flügels besitzt. Querruder und Seiten-

Digitized by Google

steuerung sind miteinander in Verbindung gebracht. Der Rumpfabschluß hinten geht ausgezeichnet in Kielflosse über. Sehr große Steuerruder (etwa 2 m hoch, s. Abb. 14), an langem Rumpf. Flügelaufbau sehr biegsam. Seitenverhältnis 1:15!

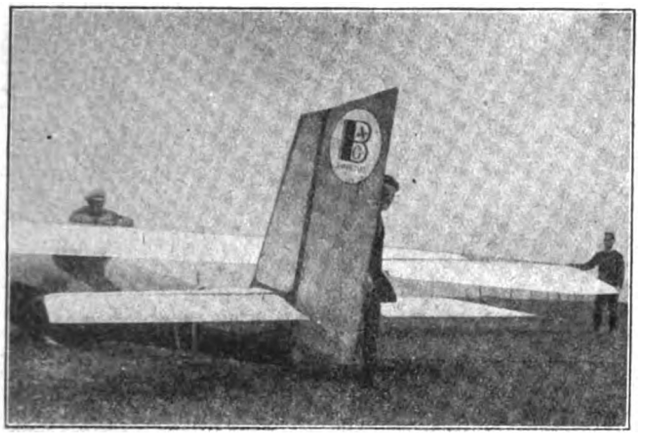
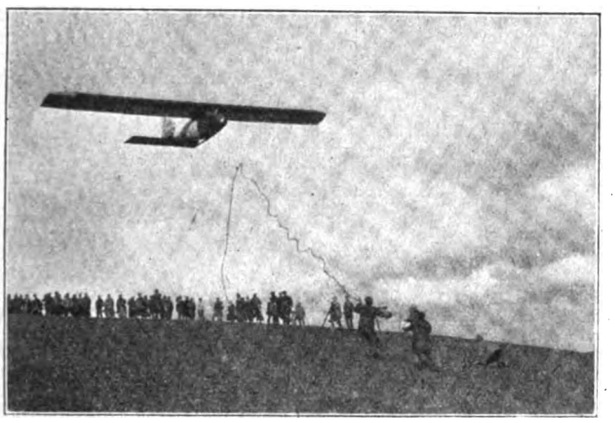


Abb. 14.

15. Espenlaub V zeigte schönen ovalen Rumpf über Dreiecksgitterkonstruktion, vorn Sperrholz, hinten Stoff. Flügel zweiteilig, Seitenleitwerk zu klein für die Flügelspannweite (Abb. 15).



Aufgen. mit Zeiß-Tessar.

Abb. 15.

16. »Schlägel und Eisen« von Krüger in Mehlem, hübscher Sperrholz-Tropfenrumpf, oval unten in Keil scharf zulaufend, als Ksale über rechteckiger Stahlrohrgitterkonstruktion. Profil Göttingen 433. Konstruiert von stud. ing. Noack.

Gruppe IV. 17. »Blaue Maus« der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen ist vom vorigen Jahr her bekannt.

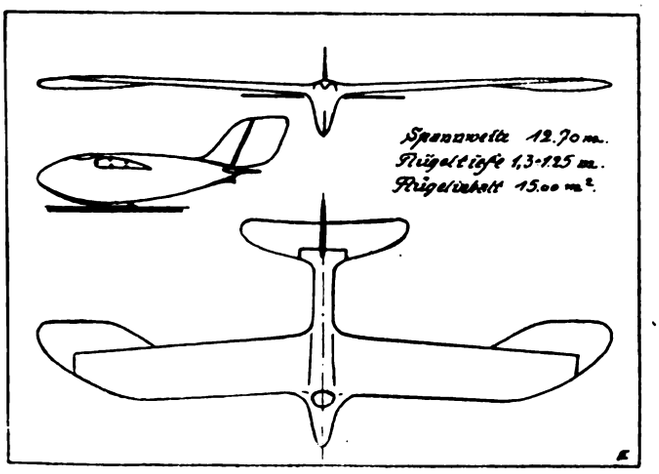


Abb. 16.

18. »Rheinland«, ebenfalls Aachen, interessante Neukonstruktion Klemperers. Schöner ovaler Sperrholz-Tropfenrumpf läuft unten in pneumatisch gefederte Kufe aus. Flügel etwas Pfeilform nach vorn und leichte V-Form. Große Querruder taubenflügelartig nach hinten angesetzt (s. Abb. 16).

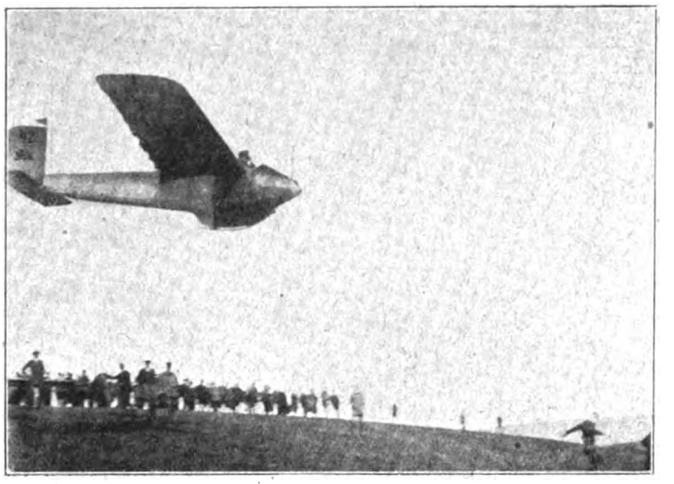


Abb. 17.

19. »Schwaben« des Flugtechnischen Vereins Stuttgart (Abb. 17) ist der vorjährige Eindecker von Brenner, mit etwas verkürztem Rumpf und vergrößertem Seitenruder. Statt des alten Zweikufengestells ist nun eine aus dem Rumpf herauswachsende Kufe angeordnet, die aber viel seitliche Fläche bietet.

20. »Picolo« von Roloff, Frankfurt a. M. (Abb. 18), Flügel durch Handrad einstellbar haben etwas V-Form. Sperrholzrumpf von Flügelprofilform. Profilform natürlich ziemlich wertlos, da oben der Kopf des Fliegers und die Einstiegöffnung, unten die Kufe

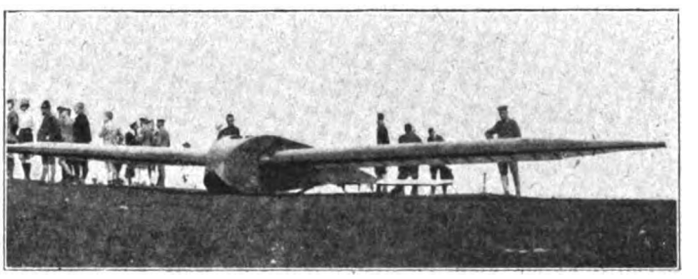


Abb. 18.

und zwei Sporne das Profil stören. Kleine Querruder und kleines Seitensteuer.

Gruppe der flügelgesteuerten Flugzeuge:

21. Messerschmidt S 14 (Abb. 19). Schon vom vorigen Jahr her bekannt, aber im Bau verfeinert; die Hebelgelenke sind

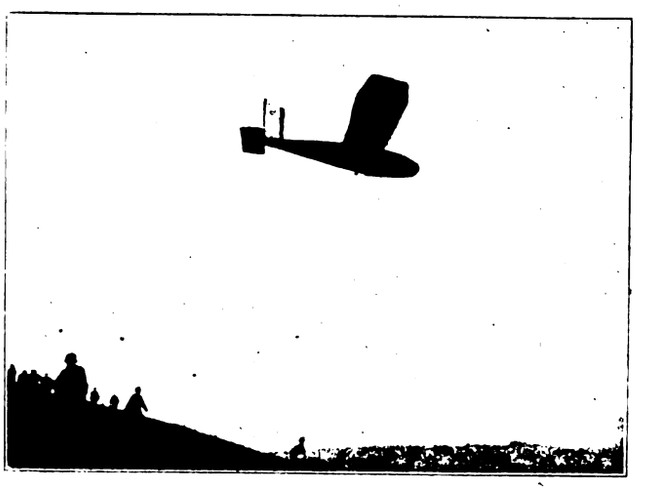


Abb. 19.

auf dem vollen Stahl herausgearbeitet. Steuerung des Außenflügels mit um Rohr drehbaren Rippen leichtgehend und stark wirkend. $^2/_3$ des Flügels sind elastisch. Flugeigenschaften sehr gut. Die

Digitized by Google

Mittellagerung und die seitlichen Dreiecksflächenstreben hielten bei härteren Landungsstößen leider nicht stand. Das Höhenruder ist nur Hilfsruder; das Seitenruder dient zum Einleiten der Kurven und Ausgleichen des Verwindungswiderstandes. Seitenverhältnis 1:11.

22. »Doris« des Flugtechnischen Vereins Dresden. Vorjähriger Eindecker, stürzte mit Flügelbruch ab.

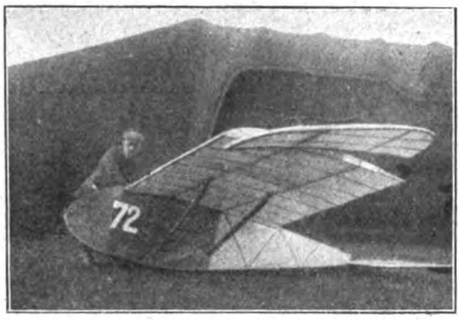


Abb. 20.

23. Harth-Pilotus, vereinfacht aufgebauter Gitterrumpf. Sonst wie früher.

24. »Spatz« der Hawa, Hannover, konstruiert von Langer für ganz schwachen Wind (Abb. 20) nur 45 kg Gewicht. Ganz kurzer Tropfenrumpf mit Höhenflosse ohne Ruder, also kein Leitwerk. Dünnes Profil Nr. 400. Drehbare Flügelansätze für Höhen- und Seitensteuerung, Verwindung im Hauptflügel. Stürzte nach gelungenen kurzen Sprüngen direkt nach Start bei 8 bis 10 m/s Wind senkrecht ab infolge ungenügender Steuerwirkung, da die Maschine wohl überzogen worden war.

25. »Charlotte« der akademischen Fliegergruppe Technische Hochschule Berlin, konstruiert von Winter und Pfister, aus dem vorjährigen Flugzeug dank Verbesserung entstanden. Kurzer Rumpf mit Kielflosse. Flügel mit leichter V-Form außen zurückgezogen, tragen beiderseits je zwei Klappen, die als Höhen- und Querruder wirken oder nur auf einer Seite gespreizt Seitensteuerung bewirken mit 6,3 m Hebelarm. Die Erprobung der Steuerwirkungen ist noch nicht abgeschlossen, da das Flugzeug durch Unfall ausschied. Die außerordentlich interessante Steuereinrichtung gehört zu den konstruktiven Glanzleistungen des Wettbewerbs. Es gelangen einige sehr befriedigende Flüge mit diesem interessanten Flugzeug. Durch verbesserte Konstruktion des 4 m langen Fangstiels ist eine Torsionsgefahr des Flügels behoben. Der Einstieg erfolgt seitlich in den Sperrholzrumpf (s. Abb. 1 und 2).

Flugzeuge besonderer Bauart.

26. »Kurpfalz«, Heidelberger flugwissenschaftlicher Flugsport-Verein (Abb. 21), konstruiert von Dr.-Ing. Bader und Eck. Verspannungsloser Doppeldecker. Sehr günstige Seitenverhältnisse und Querruder am Ober- und Unterflügel. Tropfenrumpf, der vorn durch Kielunterbau und Flächenansatzaufbau sehr hoch ausfiel und dadurch die Seitensteuerung beeinträchtigte, was zu einer Bruchlandung führte nach mehreren guten Flügen. Ungefederte Kufe zerdrückte dabei den Rumpf. Hergestellt war das Flugzeug in der Waggonfabrik Fuchs-A.-G. Heidelberg und zeigte vorzügliche Werkstattarbeit. Ober- und Unterflügel verjüngen sich stark nach außen.

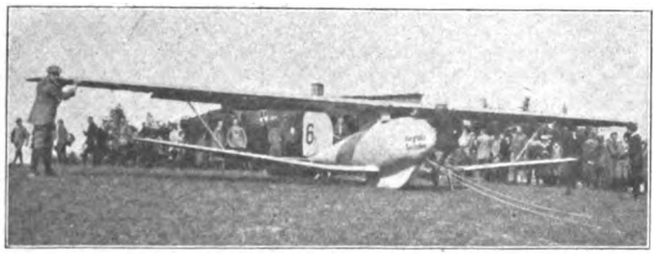


Abb. 21.

27. »Wien«, Segelflug-Verein der Technischen Hochschule, Wien. Ein leichter Schuldoppeldecker nach der Art des Schulflugzeugs »Frohe Welt« des Weltenseglers Ges. Baden-Baden.

28. »Brockenhexe«, Flugwissenschaftliche Gruppe der Technischen Hochschule Braunschweig (Abb. 22). Doppeldecker ähnlich dem alten Dresdener Doppeldecker, mit zwei Kufen. Leistungen nicht bedeutend.

29. »Schoop M 27« Dresdener Segelflugzeugbau (Abb. 23), konstruiert von E. Meyer. Sperrholzrumpf von einfacher Form, wie überhaupt alles möglichst einfach ist, um als Schul- und Vereinsflugzeug leicht auseinandergenommen bzw. repariert werden zu können. Flügel dreiteilig, Parasolbauart. Stahlrohrabstützung wie bei Fok D VII unter Verwendung von Flügelschrauben an den

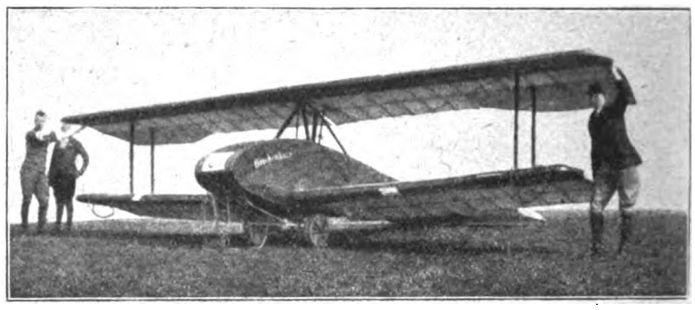
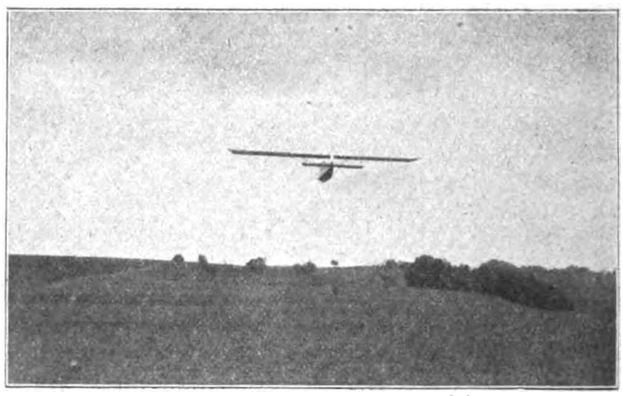


Abb. 22.

Knotenpunkten. Seiten- und Höhenleitwerk in interessanter Weise leicht abnehmbar. Differentialquerruder wurden schon oben erwähnt. Flugeigenschaften recht gut.



Aufgen. mit Zeiß-Tessar.

Abb. 23.

30. »Hols der Teufel« der Segelflugzeugwerke Baden-Baden (Abb. 24), Konstrukteure Stamer und Lippisch. Leichtes, einfaches Sportflugzeug über einem Strebendreieck aufgebaut. Gutgefederte

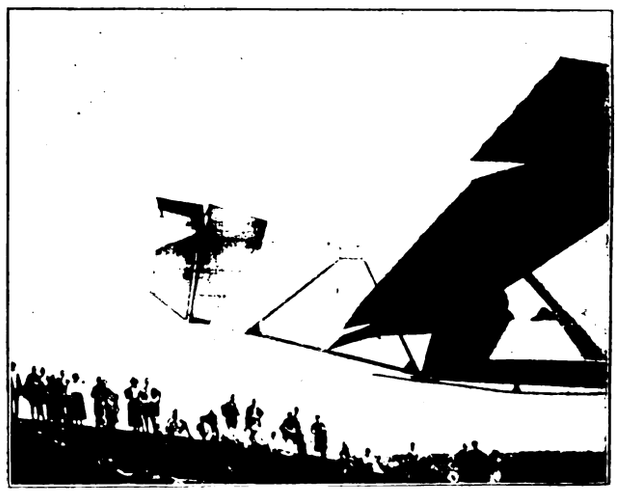


Abb. 24.

Kufe, verkleideter Führersitz. Vertikaler Fachwerkausleger zum Tragen der reichlich bemessenen Ruder. Im ganzen noch etwas zu viel Spanndrähte! Sonst sehr zweckmäßige Bauart für Sportflüge. Holte im Vorwettbewerb die Hauptpreise unter dem Schweden Bergwik.

31. Drudeeindecker des Berliner Segelflugvereins. Offener Sitzgleiter (wie Nr. 23), Stahlrohrgitterrumpf mit Drahtverspannung.

Digitized by Google

Hatte bei Berlin schon über 80 Flüge gemacht, fiel in der Rhön einem Fehlstart zum Opfer nach einigen guten Flügen.

32. »Maikäfer« von Maykemper, Frankfurt a. M. (Abb. 25). Drei schmale Flächen hintereinander. Querruder, gleichzeitig auch Höhenruder, gehen über ganze Spannweite, stellen also eine Art veränderliches Profil dar. Am vorderen Flügel kleinste, am

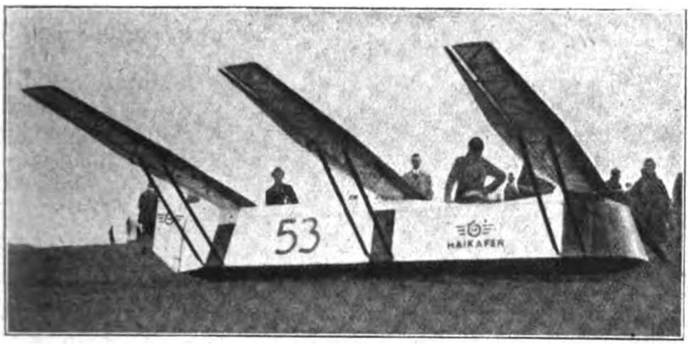


Abb. 25.

hintersten größte Ausschläge. Flügel durch Stielpaare abgefangen nach Rumpfunterkante, die auf über 5 m Länge horizontal verlief und daher nie die zum Starten nötige Schräglage erlaubte. Die Zweckmäßigkeit und völlige Steuerfähigkeit eines solchen Dreiflächners erscheint sehr problematisch. Da das Flugzeug eigentlich nur mit horizontaler Längsachse sich heben oder senken kann, ist es sehr fraglich, ob es sich bei einer Neigung nach oben oder kopfüber wieder in richtige Fluglage gebracht werden kann. Die beim Tandemflugzeug erreichte hohe Steuerfähigkeit ist hier wohl nicht zu erwarten. Mehrere Startversuche verliefen ergebnislos.

Wir konnten nicht auf alle Flugzeuge eingehen, die in der Rhön erschienen waren, sondern nur auf die interessanteren. Aus unseren Betrachtungen haben wir wohl den Eindruck gewonnen, daß wir dafür, daß die Witterungsverhältnisse größere fliegerische Leistungen nicht zuließen, reichlich durch wertvolle technische Neuerungen und die bedeutenden Fortschritte im Konstruktiven entschädigt wurden. Für die in der Rhön zu erreichenden Leistungen können wir vollkommenere Flugzeuge kaum mehr bekommen. Es wäre daher auch für die technische Weiterentwicklung von großem Werte, wenn andere Segelfluggelände erschlossen würden, um die nunmehr so hochentwickelten Flugzeuge auch unter anderen Verhältnissen erproben und dort Untersuchungen anstellen zu können, ob es überhaupt ein »dynamisches« Segeln gibt. Von dieser Frage hängt die Weiterentwicklung und die Zukunft des Segelflugzeugbaues und seine fernere Entwicklungsmöglichkeit ab.

Aussprache zu den Vorträgen Everling und Eisenlohr.

Prandtl[1]): Meine Bemerkungen beziehen sich nicht eigentlich auf die Vorträge der Herren Everling und Eisenlohr, denen ich in allem Wesentlichen zustimme, sondern vielmehr auf den Segelflug im allgemeinen.

Die aerodynamische Entwicklung des Segelflugzeugs scheint durch die Siegerflugzeuge des Rhön-Wettbewerbs 1923 auf dem Gipfelpunkt angelangt zu sein, dagegen scheinen die Bausicherheitsfragen noch unserer ernstesten Mitarbeit zu bedürfen. Die mehrfachen Flügelbrüche in der Luft während des Wettbewerbs mahnen uns, in der Zukunft wesentlich schärfere Forderungen in dieser Richtung zu stellen. Das beste wäre, zu fordern, daß die Segelflugzeuge so fest gebaut sind, daß man in der Luft alles mit ihnen machen darf. Dies scheint aber in solcher Allgemeinheit wahrscheinlich undurchführbar, denn ein Flugzeug, das wie der »Strolch« ein Gleitverhältnis von 1:20 hat, würde im Sturzflug solche Geschwindigkeiten annehmen, daß es ein kurzes Abfangen aus dem Sturzflug wohl niemals aushalten könnte. Aber allen bei einem Sturmflug auftretenden Lagen muß ein Flugzeug, das sich in den Sturm begibt, sicher gewachsen sein. Man wird zweckmäßig in Zukunft die Segelflugzeuge nach ihrer Bausicherheit und nach der Flächenbelastung in Klassen einteilen müssen, oder aber jedem Flugzeug eine bestimmte Höchstwindstärke angeben müssen, über der es nicht starten darf. Für den kleinen »Spatz« war 8 m/s schon zuviel, für die »Bremen« dagegen 18 m/s noch gut zulässig. Vielleicht kann man so verfahren, daß die Bausicherheit von der Technischen Kommission nach den vorhandenen Unterlagen abgeschätzt wird und nun formelmäßig die höchste Windgeschwindigkeit $= a\sqrt{B \cdot G/F}$ gesetzt wird (G/F = Flächenbelastung, B = Bausicherheit, z. B. 3,5, a ein Beiwert, der durch Bearbeitung des bisherigen Materials gewonnen wird). Da auch Fragen der Flugeigenschaften mit hereinspielen, wird auch noch eine zweite Windgeschwindigkeitsgrenze $= b\sqrt{G/F}$ zu beachten sein, bei der die Steuerfähigkeit oder auch die Flugmöglichkeit, d. h. die Möglichkeit, gegen den Wind vorwärtszukommen, aufhört; b ist dabei wieder ein Erfahrungsbeiwert. Die kleinere von den beiden Geschwindigkeiten ist dann die dem Flugzeug vorzuschreibende Grenze.

Ein besonderes Augenmerk wird man den Schwingungserscheinungen widmen müssen, die sich bei einigen Flugzeugen mit freitragenden Flügeln gezeigt haben, und die in einem Fall, beim Dessauer Flugzeug, zu einem Flügelbruch geführt haben. Mit solchen Schwingungen, die bereits im Krieg bei einem Albatros-D-Flugzeug (1½-Decker) aufgetreten waren, hat sich eine vor kurzem abgeschlossene Göttinger Dissertation befaßt, und es haben sich dabei bezüglich des Zustandekommens der Schwingungen ganz klare Aufschlüsse ergeben. Der Verfasser der Dissertation, Herr Dr. Birnbaum, beabsichtigt, die technisch wichtigsten Ausführungen in der ZFM wiederzugeben. Das Wesentliche ist, daß bei zu großer Nachgiebigkeit des Flügels gegen Torsion, wenn gleichzeitig große Nachgiebigkeit gegen Biegung vorhanden ist, Schwingungen entstehen, die sich von selbst immer mehr verstärken. Im Falle des Dessauer Flugzeugs scheint die nachgiebige Lagerung der Fangstiele auf Gummipuffern, die für den Landungsstoß natürlich gut war, die Erscheinung noch verschlimmert zu haben. Bei großer Steifigkeit gegen Torsion dürften die Schwingungen, die aus einem Zusammenwirken von Verdrehung und Biegung entstehen, nicht auftreten.

Bei der weiteren Vervollkommnung des Segelflugzeugs wird ein Punkt auch sehr wesentlich beachtet werden müssen, das ist die Sicht. Das interessante und eigenartige Charlottenburger Flugzeug ist nach Angabe seines Führers — der übrigens mit den Flugeigenschaften sehr zufrieden war — nur dadurch verloren gegangen, weil er knapp vor der Landung einen Baum gestreift hat, den er nicht hatte sehen können. Er gibt an, daß er sonst bequem in der Lage gewesen wäre, das Flugzeug über den Baum hinwegzuziehen. Das gute Segelflugzeug muß nicht nur nach vorn und nach den Seiten gute Sicht haben, sondern auch schräg nach hinten. Es war auffallend und doch auch leicht erklärlich, daß nur solche Flugzeuge das »Kreuzen vor dem Hang« erfolgreich geübt haben, die, wie »Edith«, »Vampyr« usw., bei den Wendungen sehen konnten, wie nahe sie dem hinter ihnen liegenden Berg kamen.

Die Flugzeuge mit sehr flachem Gleitwinkel, wie »Strolch« und »Konsul«, haben erhebliche Schwierigkeiten bei der Landung, wenn etwa an der Stelle, die sie beim Ausschweben erreichen würden, keine geeignete Landungsgelegenheit vorhanden ist und daher die Flugstrecke durch Drücken abgekürzt werden muß. Es entstehen wegen des geringen Widerstandes des Flugzeugs dabei so große Geschwindigkeiten, daß die Landung gefährlich wird. Es würde daher bei solchen Flugzeugen wohl eine Luftbremse sehr angebracht sein. Man würde hierfür wohl Klappen verwenden können, die auf der Flügelunterseite herausgeklappt werden können. Klappen auf der Oberseite wären noch wirkungsvoller in bezug auf Bremsung, wären aber wohl nicht ratlich, da sie den Höchstauftrieb vermindern würden.

Noch ein Wort über die Frage des dynamischen Segelflugs, dessen Existenz Herr Eisenlohr ganz ableugnen will. Ich stimme mit ihm darin durchaus überein und habe seit langem die Ansicht vertreten, daß praktisch der Segelflug nur auf den Aufwind aufgebaut werden kann. Dabei ist aber doch zuzugeben, daß gelegentliche Höhengewinne aus einzelnen Windböen gezogen werden können, nur ereignen sich solche Windstöße nicht oft genug, um aus ihnen allein den Segelflug zu bestreiten. Man darf nur die zahlenmäßigen Annahmen bei den einzelnen Theorien des dynamischen Segelflugs genauer ansehen, um sich zu überzeugen, daß Windschwankungen von der Größe und Häufigkeit, wie sie bei diesen Rechnungen angenommen werden müssen, in unseren Gegenden jedenfalls nicht vorkommen dürften. Auch bei den Vögeln dürfte — vielleicht vom Albatros abgesehen, der den Windsprung zwischen der Luftschicht über den Meereswellen und der mit den Wellen ziehenden Luft in den Wellentälern auszunutzen scheint — wohl nur Aufwind in Frage kommen, natürlich nicht nur Hangwind, sondern vielfach auch thermischer Aufwind.

H. Koppe: Meine Herren! Herr Eisenlohr glaubt nicht an die Möglichkeit des dynamischen Segelfluges. Er hat damit eine Ansicht offen ausgesprochen, die übrigens auch von anderen geteilt

[1]) Die schriftliche Wiedergabe ist in einigen Punkten gegenüber dem mündlich Vorgebrachten erweitert.

Digitized by Google

wird. — Wie dem auch sei, ob Gleit- oder Segelflug, ob statisches oder dynamisches Segeln, man möge sich doch vorläufig nicht um Worte und Begriffe streiten, die praktisch noch keineswegs geklärt sind, die aber einer einheitlichen Propaganda nach außen sehr schädlich sein können. Sagen wir zunächst doch lieber allgemein: Erfassung und Ausnutzung aller im freien Winde enthaltenen Kräfte. — Daß dynamischer Segelflug theoretisch möglich ist, wissen wir; ob er aber mit unseren bisherigen Flugzeugen praktisch ausführbar ist, kann hier nicht in Diskussionen entschieden werden; auch die vielen Segelflug-Ausschußsitzungen und die schönen theoretischen Abhandlungen vom grünen Tisch können uns darüber keine Klarheit verschaffen. Ob wir rein dynamisch segeln können, vermag lediglich zielbewußte praktische Forschungsarbeit zu entscheiden.

Wer soll diese Arbeit leisten? — Alle, die an der Luftfahrt und Fliegerei, ganz allgemein alle, die an der Beherrschung der Luft interessiert sind; alle Konstrukteure, Aerodynamiker und Aerologen, in erster Linie aber die Flieger selbst; denn nur diese vermögen uns die so notwendigen Aufschlüsse über ihre persönlichen Erfahrungen zu geben, die letzten Endes immer wieder die Grundlagen zu neuer zielbewußter Forschungsarbeit bilden müssen.

Wodurch kann diese praktische Forschungsarbeit geleistet werden? — Nur durch vollständige Auswertung aller praktischen Versuche. Herr Everling erwähnte bereits die notwendige Vervollkommnung der Meß- und Wertungsverfahren; freilich bedeutet dieses eine Mehrbelastung der Meßtrupps; sie muß aber dem Erfolge zuliebe geleistet werden. — Vollständige Auswertung aller praktischen Versuche: jeder Gleit- oder Segelflug auch außerhalb der Rhön ist ein solcher praktischer Versuch, der nach Möglichkeit auszuwerten ist! Es werden bei Segelflugveranstaltungen, wie wir heute wieder gesehen haben, so viele schöne Reihenbildaufnahmen gemacht. Sie haben sich selbst überzeugen können, welche wertvolle Aufschlüsse die bloße Betrachtung solcher Bildreihen über das Verhalten von Flugzeugen in Böen, Steuerbetätigung, Ursachen von Abstürzen u. dgl. geben kann. Diese Reihenbildaufnahmen könnten bei richtiger meßtechnischer Auswertung aber zu einer Fundgrube wichtiger Erkenntnisse werden. Freilich sind dazu vor und während der Aufnahme einige besondere Maßnahmen erforderlich, die unschwer zu bewerkstelligen sind, keine erheblichen Mehrkosten erfordern und von den Aufnehmenden im Interesse der Wissenschaft gewiß gern befolgt werden.

Neben der aerodynamischen und konstruktiven Vervollkommnung der Segelflugzeuge ist die praktische Erforschung des Elementes des Fliegers, eben des Luftraumes mit seinen Kraftquellen in Hinsicht auf die Ausnutzungsmöglichkeiten, leider recht stiefmütterlich behandelt worden. Trotz zahlreicher Forschungsarbeiten sind wir gerade über diejenigen rythmischen Luftströmungen, die den dynamischen Segelflug ermöglichen sollen, noch recht wenig unterrichtet. Herr Everling erwähnte die Messung der Windabdrängung der Segelflugzeuge durch Ausstoßen und Verfolgen von Rauchwolken. Bereits im vorjährigen Rhönwettbewerb habe ich dieses Verfahren, das in der englischen »Himmelsschrift« sehr vervollkommnet worden ist, als wertvolles Forschungsmittel empfohlen und in einer späteren Ausschußsitzung der WGL im einzelnen die Wege gezeigt, die zu weitgehender Erforschung der im Winde enthaltenen Kräfte führen können. Nicht nur das Segelflugzeug im Hangwinde eines Berges soll auf diese Weise die Luftströmungen, in denen es sich bewegt und die ihm gegebenenfalls ein »Segeln« ermöglichen, kenntlich machen. — Die Nauener Funkentürme, die aus der Ebene bis zu einer Höhe von 260 m emporragen, gestatten ein dauerndes Studium der Luftströmungen bei verschiedenen Wetterlagen bis zu dieser Höhe. (Die mittlere Windgeschwindigkeit wird dort bereits seit Jahren gemessen.) Die Aeronautischen Observatorien in Lindenberg und an anderen Orten lassen fast täglich Drachen bis zu solchen Höhen emporsteigen, die für Segelflugzeuge in absehbarer Zeit kaum erreicht werden dürften; auch da wäre es ein Leichtes, mit dem gleichen Verfahren wertvolle Aufschlüsse über die Luftströmungen in verschiedenen Schichten zu erhalten. Auch der mit einem Aerologen bemannte Drachen sei als sehr wichtiges Forschungsmittel hier erwähnt.

Zum Teil mit Recht hat man sich bisher gegen den Einbau von Motoren in Segelflugzeuge gewehrt. Für ein Segelflugzeug, das Forschungszwecken dienen soll, ist der Einbau eines leichten Hilfsmotors nahezu unerläßlich. Dieser Motor soll lediglich eine Kraftreserve bedeuten; er braucht keinesfalls den Start mit eigener Hilfe zu ermöglichen; er soll vielmehr dem Segelflieger in der Luft gestatten, über schwierige oder ungünstige Strömungen hinwegzukommen, wiederholt die Stellen aufzusuchen und gründlich zu studieren, die segelfliegerisch von Bedeutung sind, z. B. einzelne Hänge oder der Flug von Wolke zu Wolke. Auch die ersten Versuche zum rein dynamischen Segelfluge in turbulenten Luftschichten würden durch einen kleinen Hilfsmotor wesentlich gefördert werden.

Die Preispolitik muß sich nicht nur den sportlichen und technischen Erfolgen, sondern auch den Ergebnissen wissenschaftlicher Forschung weitgehendst anpassen, um ihrerseits die Gesamtarbeit zu fördern. Die von Herrn Everling angegebenen Wertungsformeln in richtiger Weise angewendet, werden dazu ganz erheblich beitragen.

Nun gibt es zwar bei der Segelflug-G. m. b. H. einen besonderen Forschungsausschuß. Dieser klagt nicht zu unrecht über den Mangel an Mitarbeitern und vor allem an finanzieller Unterstützung; denn an Forschungsaufgaben fehlt es doch sicher nicht. — Es sei daher an alle Preisstifter und Förderer der Luftfahrt die dringende Bitte gerichtet, Geldmittel nicht nur für fliegerische Rekordleistungen auszuschreiben, sondern auch die wissenschaftlichen Forschungsarbeiten nach besten Kräften zu unterstützen; ebenso wie ein XYZ-Preis für den längsten Dauerflug ausgeschrieben wird, kann auch eine YXZ-Forschungsarbeit mit praktischen Untersuchungen, z. B. über Ausnutzung von Aufwinden beim Überlandflug (Flug mit Hilfsmotor längs langgestreckter Gebirgszüge) oder: Segelfluguntersuchungen über der Ebene mit Fesselstart und Hilfsmotor oder: Segelflugzeuge in Luftwogen (mit Rauchwolken und Reihenbildner) u. dgl. ausgeführt werden. —

Meine Herren! Die Segelflugbewegung ist für uns Deutsche an einem kritischen Punkt angelangt; die große allgemeine Begeisterung hat augenscheinlich ihren Höhepunkt überschritten. — Es wurde darauf hingewiesen, daß unsere Rekorde vom Auslande, dem die ganze Welt und unbeschränkte Mittel zur Verfügung stehen, leicht überboten werden können. Ich brauche Sie nicht an die Zeit vor 10 oder 20 Jahren zu erinnern, da die ersten fliegerischen Versuche, die wir in Deutschland ausgeführt haben, besonders von Frankreich rasch überboten wurden; — wir haben ja diesen Vorsprung während des Krieges nicht nur eingeholt, sondern weit übertroffen —. Unter normalen Verhältnissen würde es heute niemand mehr möglich sein, uns zu übertreffen. Nur die unerträglichen Begriffsbestimmungen, nicht der Mangel an technischem Können fesseln und drängen uns zurück. Der Segelflug kann sich noch frei entwickeln — soweit uns das die schwere allgemeine Bedrängnis unseres armen Vaterlandes ermöglicht. — Nicht die Erreichung einzelner Rekorde soll uns als Ziel vorschweben, sondern eine außerordentlich hohe durchschnittliche Leistung im Segelflugwesen, die eben von einer wirklichen Beherrschung des Luftraumes und seiner Kraftquellen zeugt. Diese muß erreicht und getragen werden von dem uns Deutschen trotz allem noch zugestandenen und anerkannten zähen und gründlichen Forschungsgeist. —

Der stolze Bau der Motorluftschiffahrt und Flugtechnik steht unerschüttert; daran vermag auch aller Vernichtungswille unserer Feinde nicht zu rütteln. Krönen wir diesen Bau nun durch einen luftigen Turm, eben das Segelflugwesen! — Helfen Sie alle dabei mit: Luftfahrer, Flieger und Wissenschaftler in zielbewußter praktischer Arbeit!

G. Lachmann: Für jeden, der die Entwicklung des Segelfluges in Deutschland von den ersten Anfängen an miterlebt hat, ist es interessant festzustellen, wie sich diese Bewegung mit jedem Jahr erweitert. Die Bewegung umfaßt heute einen Komplex von Konstrukteuren, Meteorologen, Aerodynamikern, Militärs, die alle vom Segelflug etwas für ihre eigene Sache erhoffen. Ich persönlich sehe das Ziel nicht im Segelflug an sich, sondern in der Übertragung der im Segelflug und im Bau von Segelflugzeugen gewonnenen Erfahrungen auf den allgemeinen Flugzeugbau, insbesondere auf den Bau von Kleinflugzeugen.

Wenn man das in diesem Jahre Erreichte betrachtet, so kann man nicht umhin, eine gewisse Überzüchtung der erfolgreichsten Bauarten in aerodynamischer Hinsicht festzustellen. Das Bestreben der Konstrukteure ging kurz gesagt in erster Linie darauf aus, den Ausdruck

$$[c_a^3/c_w^2]_{max}$$

in jeder Hinsicht zu verbessern. Man ist mit der Spannweite bis an die Grenze des konstruktiv Möglichen gegangen. Man hat die Göttinger Ergebnisse nach allen Richtungen hin auf geeignete Profile durchsucht, man hat stromlinienförmige Rümpfe verwendet, kurzum es erscheint schwerlich möglich, in dieser Hinsicht noch wesentliche Verbesserungen zu erzielen.

Der Punkt, in dem meines Erachtens die weitere Arbeit anzusetzen hat, ist die Verbesserung der Steuerfähigkeit. Alles was hierbei erreicht wird, kommt nicht nur den Segelflugzeugen, sondern vor allen Dingen auch den Motorflugzeugen in hohem Maße zugute. Die Steuerfähigkeit der Verkehrsflugzeuge bei geringen

Digitized by Google

Geschwindigkeiten ist ein sehr vitales Problem, dem man neuerdings in England große Bedeutung zuwendet. Bei meinen eigenen Arbeiten, die der Verringerung der Landegeschwindigkeit gewidmet waren, mußte ich bei Übertragung der Windkanalversuche in die Wirklichkeit feststellen, daß die Erhaltung der Steuerfähigkeit eine conditio sine qua non für die Verwirklichung aller derartigen Bestrebungen bildet. Manches meiner diesbezüglichen Erfahrungen dürfte daher auch auf den Segelflugzeugbau Bezug haben. Hinsichtlich der Querruder ließ sich bei verschiedenen der in der Rhön erschienenen Flugzeuge eine starke Abweichung von den als günstig ermittelten Formen feststellen. So ist meines Erachtens die Anlage der Querruder bei der »Margarete« durchaus im Widerspruch mit den allgemeinen Erfahrungen. Eine gute Zusammenstellung geeigneter Formen für Querruder findet sich in einem der letzten Reports des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics. Nach diesem Bericht haben sich elliptische Flügelenden und Querruder mit einer Tiefe von etwa 20 bis 25 vH der Sehne mit parallel zur Vorderkante verlaufender Achse am besten bewährt. Bei eigenen Versuchen konnte ich feststellen, daß geschlitzte Querruder nicht nur ein größeres Moment ergaben, sondern auch im Gebiet des maximalen Anstellwinkels ihre Wirksamkeit beibehielten, während bei normalen Klappen das Moment umschlug. Hinsichtlich des Seitenruders halte ich die Konstruktion von Hübner für zweckmäßig. Ich habe im Windkanal mit zweiteiligen Rudern ebenfalls günstige Ergebnisse feststellen können. Die Wirksamkeit des Höhenruders dürfte im allgemeinen nichts zu wünschen übrig lassen.

Dr.-Ing. Hoff: Herr Prandtl wies auf die Notwendigkeit hin, daß für die Festigkeitsrechnung von Segelflugzeugen alle vorkommenden Fälle zu berücksichtigen sind. Ich kann bestätigen, daß diese Forderung seitens des Technischen Ausschusses stets vertreten worden ist, muß aber bedauern, daß die Flugzeugerbauer ohne Fachschulung nicht in der Lage sind, die gestellten Forderungen richtig anzuwenden.

Herr Eisenlohr hat hierfür die Herausgabe eines gemeinverständlichen Handbuches angeregt. Ich verspreche mir von solch einem Werkchen wenig, dafür sind die Probleme zu schwierig. Weit geeigneter erscheint mir die Förderung eines Normalflugzeugs, dessen Bauzeichnungen bekannt sind, das leicht in jeder Werkstatt hergestellt werden kann und für das ohne Schwierigkeiten überall Ersatzteile bereitgehalten werden können. Eine Arbeit in dieser Richtung ist der »Paul Köchl-Preis«, der von Dipl.-Ing. Brenner gewonnen wurde.

Unsere Bemühungen müssen sich weit mehr, als es bisher geschehen, in dieser Richtung bewegen. Der Bau neuartiger Flugzeuge sollte nur dort gepflegt werden, wo die fachliche Ausbildung eine Gewähr für gutes Gelingen bildet. Die akademischen Fliegergruppen an den Technischen Hochschulen sind für diese Forschungsarbeiten besonders berufen.

Dr.-Ing. Eisenlohr: Bezüglich der Worte von Herrn Prof. Prandtl und Everling möchte ich nur darauf hinweisen, daß ich absichtlich die Frage, ob es etwas anderes als »statischen Segelflug« gibt, also das, was wir bisher als »reinen«, als dynamischen Segelflug bezeichneten, gibt, »kurz abmachte«, da sie einmal nicht im Rahmen meiner Ausführungen liegen konnte und außerdem noch ungeklärt ist. Daß, wie Prof. Prandtl sagt, momentan einmal, unvorhergesehen Luftströme dynamisch wirken können, ist zweifellos anzunehmen. Ob aber ein (dynamisches) »Segeln« möglich sein wird, scheint uns heute etwas fraglich, nachdem wir infolge der Rhönversuche einsehen lernten, daß auch alle Vögel, sogar die Meeressegler, jedenfalls auch nichts anderes als Segeln im Aufwind kennen. Auch thermische Strömungen und Aufwinde.

Auch wenn wir uns das ehrlich eingestehen — und die von Prof. Dr. Everling aufgestellten Wertungsformeln werden uns in dieser Hinsicht wohl Klarheit schaffen — können wir dennoch über unsere Rhönerfolge durchaus zufrieden sein. Konnten wir doch in diesem Jahr auf der Wasserkuppe uns des Besuches zweier Motorflugzeuge erfreuen, die von Segelflugzeugen stark beeinflußt waren, dem kleinen Albatros-Eindecker mit Klemperer-Flügeln und -Fahrgestell und dem Junkers-Versuchsflugzeug, das wohl das beste Seitenverhältnis am Flügel aufweist, das je im Motorflugzeugbau erreicht wurde.

Hinsichtlich der schweren Zulassungsbedingungen zur Rhön, die ich aufstellte, und den damit verbundenen Flügen in der Heimat der Erbauer hege ich die Hoffnung, daß dadurch in der Heimat der Segelfluggedanke weitere Anhänger und stärkere finanzielle und materielle Unterstützung erschließt und findet als bisher, wodurch wir eine weitere starke Förderung des deutschen Segelflugwesens erwarten dürfen!

Der deutsche Segelflug im vergangenen Sportjahre und seine künftigen Ziele.[1])

Von A. Baeumker.

I. Einleitung.

Die bis heute zur Segelflugentwicklung erschienenen Kritiken lassen häufig insofern die Sachlichkeit vermissen, als sie nur rückwärtsschauend vergangene Mängel feststellen, nicht aber vorausschauend schon heute das Richtige für die Zukunft treffen. Oft gibt sich die Kritik in dieser Hinsicht nicht die Mühe gewissenhaft untersuchender wie aufzeigender Arbeit. Durch Anonymität, wie Abschweifungen ins persönliche Gebiet ist die sachlich zu fordernde Objektivität der Kritik und Loyalität des Kritisierenden einer guten Sache gegenüber in vielen Fällen verletzt. Wir wollen in folgendem gleiche Fehler vermeiden, ohne uns zu scheuen, eigene Anschauungen offen darzulegen.

Die Segelflug-Gesellschaft hat mit dem Ende des Rhön-Wettbewerbs ihr erstes praktisches Arbeitsjahr beendet. Ihrer Zusammensetzung nach stellt sie eine einheitlich handelnde, von allen Sport-Segel- wie Gleitflug treibenden Luftfahrerkreisen getragene Körperschaft dar, deren Mitglieder sämtlich ehrenamtlich, zum Teil unter Zubuße eigener Mittel, ihre Arbeit im Dienste einer großen Sache leisteten.

Die Aufgabe der Segelflug-Gesellschaft besteht zum einen Teil in der Unterstützung allgemeiner Ziele und örtlicher Veranstaltungen durch Mitarbeit ihrer Mitglieder, zum anderen Teil hat sie Auswüchse zu bekämpfen durch klares Festhalten am gemeinnützigen Ziele der Förderung eines neuen und wichtigen Zweiges der deutschen Luftfahrt. Die vorzugsweise Betonung dieser letzteren Aufgabe und Vernachlässigung des Hinweises auf die andauernde erhebliche praktische Mitarbeit der Segelflug-Gesellschaft kann in der Vergangenheit bei Außenstehenden ein falsches Bild der praktischen Bedeutung der Gesellschaft ergeben haben. Ein solcher Eindruck muß durch Aufklärung vermieden werden.

Von den vier Ausschüssen der Segelflug-Gesellschaft ist berechtigterweise der von Major v. Tschudi geleitete Ausschreibungsausschuß am meisten durch seine umfangreiche Tätigkeit nutzbringend in Erscheinung getreten. Die übrigen Ausschüsse (Technisch-wissenschaftlicher Ausschuß, Schulungsausschuß, Propagandaausschuß, Finanzkommission) konnten nur unterstützende Hilfsarbeit leisten. Ihrer praktischen Bedeutung nach scheint die Tätigkeit des technisch-wissenschaftlichen Ausschusses selbst dem eingeweihten Mitglied der Segelflug-Gesellschaft doch wohl zu gering gewesen zu sein, ohne die großen Schwierigkeiten durch die Frage der Mittel hierbei verkennen zu wollen.

Unsere Arbeit muß künftig, wie bisher, klar das Interesse der Allgemeinheit treffen und bei den unvermeidbaren inneren Gegensätzen von diesem Gesichtspunkte aus den Ausgleich suchen. Das Maß an geleisteter Arbeit muß eine Höherbewertung unserer aktiv fördernden Mitarbeit an den sportlichen Ereignissen des Jahres vor unserer in der Wahrung der allgemeinen Interessen gegenüber unsportlichen »Gschaftlhubern« liegenden passiven Aufgabe schon äußerlich erkennen lassen. Daß wir unsere sportliche Frische nicht verlieren, erfordert Zuführung frischen Fliegerblutes in den Aufsichtsrat. Die Luft dem Flieger!

II. Rückblick.

Die Gesellschaft hat auf ihrer Gründungsversammlung am 10. Dezember 1922 die Bedeutung der Frage der Erkundung ganz Deutschlands nach Gelände für Segelflug- und Gleitsport voll anerkannt. Das praktische Arbeiten der von ihr beauftragten Persönlichkeiten genügte hier nicht. An vielen Stellen Deutschlands sind Erkundungen zu praktischem Flugbetrieb umgewertet worden, ohne daß der sportlichen Öffentlichkeit die hieraus sich ergebenden Erfahrungen allgemein zugänglich gemacht worden wären.

[1]) Eine Tagung des Aufsichtsrates der Segelflug-Gesellschaft als oberster Sportbehörde der deutschen Segelflugbewegung in Berlin am 19. September 1923 beschäftigte sich mit den Erfahrungen des vergangenen Sportjahres. Dieses hat, wie bekannt, wie in vergangenen Jahren auch heute mit dem diesjährigen Rhönwettbewerb seinen Höhepunkt und Abschluß gefunden.

Der Vorsitzende der unter stärkster Beteiligung der Segelfliegerkreise erfolgenden Sitzung, Konsul Kotzenberg, erteilte nach einleitenden Worten Herrn A. Baeumker zu seinem Referat »Der deutsche Segelflug im vergangenen Sportjahre und seine künftigen Ziele« das Wort.

Digitized by Google

Die Veranstaltung zu St. Andreasberg im Harz hat einerseits die Schwierigkeiten einer sportlichen Veranstaltung im Winter durch Abhängigkeit von der Witterungslage gezeigt, anderseits doch den wertvollen Fingerzeig gegeben, daß ein an sich in bezug auf Start und Landung schwieriges Berggelände im tiefen Schnee noch zum brauchbaren Übungsfeld werden kann.

Ähnliche Feststellungen wurden an den steilen Hängen des Riesengebirges zwischen Schwarzer Koppe und Prinz-Heinrich-Baude mit Unterstützung tatkräftiger Hirschberger Flieger gemacht. Gleichfalls bei Hirschberg, aber an den Hängen des kleinwelligeren Bober-Katzbach-Gebirges unweit des Dorfes Grunau, fanden lange Gleitflüge statt.

Nach Rossitten in die Einsamkeit der Kurischen Nehrung führte eine Veranstaltung der ostpreußischen Luftfahrer. Der weiche Sand der Dünen hat hier einem idealen Gelände für die Schulung des Fliegernachwuchses zur Ausnutzung verholfen. Der an der langen Dünenreihe vom Haff oder der Ostsee her auftreffende, meist recht gleichmäßige Wind erzeugt räumlich eng begrenzte, aber ihrer Kraft nach bedeutende Aufwindzonen, die mit den aerologischen Verhältnissen von Itford Hill's Ähnlichkeit haben dürften. Unsere der Rhön angepaßten Hangwindsegler entsprechen den besonderen Aufwindverhältnissen in bezug auf Steuerfähigkeit in derartigen eng begrenzten Zonen nicht. Weitere Eigenschaften des Rossittener Geländes — z. B. die oft eintretende Notwendigkeit einer Wasserlandung nach einem Landstart — fanden in den Konstruktionen mangels vorheriger Geländekenntnis keine Beachtung. Die Entwicklungsmöglichkeiten des motorlosen Wasserfluges finden im Gelände von Rossitten ideale Vorbedingungen.

Die Verhältnisse in der Rhön werden als allgemein bekannt vorausgesetzt.

Über die Erfahrungen tatsächlich erfolgter Flüge bei Bad Pyrmont, Münsingen in Württemberg und Pähl am Ammersee liegen Berichte nicht vor.

Ein neues recht ansehnliches Gelände scheint bei Nördlingen in Bayern (Hesselberg bei Wassertrudingen) gefunden zu sein.

Das Gelände bei Rhinow nördlich Rathenow, das einst Ausgangspunkt menschlicher Fliegekunst durch die Flüge Altmeister Lilienthals war, wurde gerade in diesen Tagen erstmals wieder dem Gedanken des Gleitsports im größeren Umfange nutzbar gemacht.

Der Kreis der Persönlichkeiten des Segel- und Gleitflugsports hat sich, ausgehend von unseren Erfolgen in der Rhön, erheblich erweitert: In den akademischen Fliegergruppen der Technischen Hochschulen schuf eine glückliche Bindung zwischen konstruktiver und wissenschaftlicher Erkenntnis der Lehrkräfte einerseits und fliegerischer Erfahrung der Lernenden anderseits den Boden für neue Fortschritte auf konstruktivem Gebiet bei gleichzeitiger fliegerischer Erprobung. Es ist kein Zufall, daß diejenigen nichtakademischen Vereine oder Privatpersonen (z. B. Flugverein Dessau, Martens, Messerschmidt), welche sich diesem akademischen Vorbild am meisten näherten, vor der breiten Masse der mehr sportlich eingestellten Empiriker hervortraten. Den akademischen Fliegergruppen erwuchs aus ihren einstigen jetzt als fertige Ingenieure ausgeschiedenen Mitbegründern die schärfste sportliche Konkurrenz.

Über die akademischen Fliegergruppen hinaus hat sich ein weiter Kreis von Jüngern des Segel- und Gleitflugsports gebildet. Diesen großen Kreis über den engen Rahmen kräftevergeudender Empirie hinaus zur methodischen Bearbeitung des Stoffes heranzuziehen, wäre ein großes Ziel für die Luftfahrt.

Der Erweiterung des wachsenden Kreises der Gönner des neuen Gebietes aus Handel und Industrie und aus örtlichen Freunden diente das Propagandamaterial der Gesellschaft.

Die Zahl der Wettbewerbe, Flugveranstaltungen und allgemeinen Preisausschreiben war noch eng begrenzt.

Die guten Grundgedanken der St. Andreasberger Flugveranstaltung, wie wir sie weiter oben darlegten, wurden durch die unklare äußere Form schwer geschädigt. Die Art der Ausschreibung wahrte nicht das Gesamtinteresse des deutschen Segelflugs und fand daher in weiten Fliegerkreisen keine Zustimmung. Die Erfolge waren durch die Ungunst der Witterung und die Art der Veranstaltung leider begrenzt.

Die Veranstaltung bei Rossitten auf der Kurischen Nehrung litt stark an einer ungenügenden Vorbereitung der Sportteilnehmer auf die neuen Aufgaben. Die Veranstaltung selbst wurde viel zu spät bekannt, so daß die zumeist auf den Rhönwettbewerb eingestellten Flugzeugbauer zu dem ein ganzes Vierteljahr früher liegenden Zeitpunkt nicht fertig waren. Die Kritik, welche die Schuld hierfür der Segelflug-Gesellschaft oder Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zuschiebt, ist als unberechtigt zurückzuweisen. Die Organisation dieses Wettbewerbs war über jedes Lob erhaben. Dem Rahmen nach entsprach sie dem, was man als Maß nach oben und unten schlechtweg als ideal bezeichnen darf. Auf die politische Bedeutung der Veranstaltung in der vom Mutterland abgeschnittenen Provinz sei nur nebenbei hingewiesen.

Auch der Rhönwettbewerb hat sich seiner Anlage und Organisation nach wieder durchaus bewährt. Nur seinem Umfange nach ist er in diesem Jahre zu groß geworden. Wer die Zahl der Mitglieder der verschiedenen Selbstverwaltungszweige des Wettbewerbes gesehen hat, kann sich des Eindrucks nicht erwehren, als sei die im Reiche von Berlin so sehr gefürchtete »Wasserkopf«-Bildung auch hier im Werden. Hier muß seitens der Gesellschaft auf Abhilfe gedrungen werden, teils dadurch, daß künftig die Zahl der Flieger durch Ausscheidungskämpfe begrenzt wird, teils durch scharfe Heranziehung aller müßigen Zuschauer und nicht voll ausgenutzten Wettbewerbsteilnehmer durch Pflicht zur Mitarbeit in irgendeiner Form (Praktischer Kommunismus).

Die Veranstaltungen der Hirschberger Fliegergruppe, die ganz Schlesien auf den Plan riefen, sind ein Beispiel für eine vorsichtige, aber unbeirrbare zähe Verfolgung einer einmal gefaßten Idee. Die Anlehnung der Veranstaltung an das Gesamtinteresse des deutschen Segelflugs war und ist bestens gewahrt.

Die Preisausschreibungen des vergangenen Jahres stellen sich dar als eine Weiterentwicklung der Erfahrungen vergangener Wettbewerbe. Das trifft namentlich für die von der Ausschreibungskommission unserer Gesellschaft zu wenig beeinflußten vorstehend behandelten vier Flugveranstaltungen zu. Lediglich durch Leistungssteigerung, nicht durch das Neue suchten sie zu wirken. Hierin lag ein Fehler. Zweifellos war bereits im Rhönwettbewerb 1922 konstruktiv wie im fliegerischen Können so Bedeutendes geleistet worden, daß die Grenzen der Leistungssteigerung mit den bisherigen Mitteln, ziemlich nahe umgrenzt, für 1923 vorausbestimmt werden konnten. Wo nicht neue Wege, wie etwa im »Ring der Flieger«-Streckenpreis oder in den Tiedemann- und Bücker-Preisen des Aero-Clubs von Deutschland, gewiesen wurden, konnten größere Fortschritte nicht mehr erwartet werden.

Der größte Nachteil des Ausschreibungssystems war wohl der, daß man mangels ausreichender Erfahrung und hinreichenden Überblicks nicht vorher einen Plan für die Ausschreibungen und ihre Preise festsetzen konnte. So ist das schillernde Kleid der Preisausschreibungen des Sportjahres 1923 zustande gekommen, wie es uns die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt in dem kleinen Heftchen vor dem Rhönwettbewerb zusammengestellt hat. Daß wenigstens etwas äußeres System in den ganzen Bau kam, ist ein Verdienst der Ausschreibungskommission der Segelflug-Gesellschaft.

Die Trennung zwischen sportlichem und wissenschaftlichem Ziel war meist nicht hinreichend klar genug gezogen.

Die Frage der Heranbildung tüchtiger Persönlichkeiten durch Preise für persönliche Leistungen war arg vernachlässigt. Nur die wunderschöne Plakette des Deutschen Luftfahrtverbandes und der Adler-Preis aus Gersfeld beim Rhönwettbewerb — beide gewonnen durch Hackmack — und die Ausbildungsprämien aus den Tiedemannpreisen trugen dieser Grundfrage des ganzen Flugproblems Rechnung.

Nicht immer verbürgte die Zusammensetzung der Preisgerichte strenge Objektivität und Vermeidung psychologischer Fehler.

Die Festlegung ausnahmslos aller Stiftungen auf feste, zum Teil auch anderwärts bedachte Preise ohne Bereithaltung größerer Verfügungssummen zum Ausgleich entstehender Härten rächte sich bitter.

Der schnelle Verfall unserer Währung machte unvorhersehbarerweise die Einführung der Wertbeständigkeit in das Ausschreibungssystem notwendig.

Von den Erfahrungen des vergangenen Sportjahres in wissenschaftlich-technisch-sportlicher Beziehung kann zusammenfassend folgendes gesagt werden:

In etwa sechs verschiedenen Typen sind Fortschritte oder Erfahrungen für die Bauausführung von Flugzeugen, insbesondere von kleinmotorigen, gewonnen worden.

Die aerodynamischen Erfahrungen sind recht beschränkt.

Die für die Weiterentwicklung des Segelns an sich so überaus wichtige, auf Flugerfahrung aufbauende aerologische Erkenntnis ist nirgends nennenswert vorwärts geschritten, eine Folge allzu starren Festhaltens an der Rhön, an den Konstruktionsgedanken der »Vampyr«-Bauart und am alten Preisausschreibungssystem.

In Anlehnung an die bisher erfolgreichen Typen bilden sich mehr oder weniger empirisch auch außerhalb der Hoch-

Digitized by Google

schulen Konstrukteure heran, deren fachliche Fortbildung bisher leider nicht in die Hand genommen wurde.

Die akademischen Fliegergruppen waren der Kern der ganzen Segelflugbewegung. Sie werden wohl weiterhin den erforderlichen Konstrukteurnachwuchs aufbringen können, für Beschaffung ihres fliegerischen Nachwuchses sind allergrößte Schwierigkeiten zu erwarten. Das angestrebte Ideal eines »fliegenden Konstrukteurs« ist somit in Gefahr!

Für die Entwicklung eines Gleitflugsports in ganz Deutschland wurden Ansätze sichtbar.

Die »Hohe Schule« des neuen Fliegens, der Segelflug im Hangwind, erfuhr sportlich gegenüber dem Vorjahre keine nennenswerte Leistungssteigerung. Eine geringe Verbesserung der größten Strecke (11,4 km gegenüber 10,3 km im Vorjahre) und des Fluges bei starkem und sehr böigem Wind (Böen zwischen 16 und 21 m/s) wurde erzielt. Die größte Flughöhe des Jahres 1922 wurde in diesem Jahre nicht erreicht. Auf die Steigerung der Flugdauer wurde bewußt verzichtet.

III. Neue Ziele.

Die Geländefrage hat Bedeutung für den technisch-wissenschaftlichen Fortschritt, für den sportlichen Ausbau rein örtlich gesehen und für die finanzielle Seite der ganzen Bewegung.

Technisch-wissenschaftlich führt die Erprobung verschiedener Geländearten zur Weiterentwicklung der Flugmittel durch Abwandlung auf das nach Bodenfaltung und Luftbewegung örtlich verschiedene Erfordernis.

Das Streben nach weiterer Verbreitung der ganzen Segelflugbewegung zwingt direkt zur Weckung örtlicher Interessen.

Die örtliche Unterteilung der ganzen Weiterentwicklung kann aber auch finanziell angesichts der hohen Transport- und Reisekosten »für Mann und Roß« nicht mehr entbehrt werden.

Im allgemeinen wird der Gleitflugsport durch Vorversuche dem ihm nachfolgenden hochwertigen Segelflugzeug die wissenschaftlichen und praktischen Erfahrungsgrundlagen zweckmäßigerweise zu schaffen haben.

Jeder Wettbewerbsveranstalter muß früh, möglichst heute bei Beginn des neuen Sportjahres 1924, nach Festlegung seines unter Beteiligung der Segelflug-Gesellschaft auszuarbeitenden Programms in Frage kommende Konstrukteure und Flieger zur eingehenden Geländebesichtigung auffordern und diese dann auch verpflichten. Nur so können Rückschläge wie 1923 in Rossitten vermieden werden.

Ziele unserer Weiterentwicklung müssen nebeneinander sowohl der Fortschritt im Hangwindsegeln wie der Segelflug in der Ebene bleiben. Das Element der ersteren Aufgabe liegt klarer vor uns als die schwere Aufgabe des Segelflugs in der Ebene. Für ersteres ist das Flugmittel von Madelung und seinen Hannoveranern schon 1921 geschaffen worden. Für den motorlosen Flug in der Ebene stehen uns nur ganz anders geartete, schwächere Naturkräfte in der Luftbewegung und demgegenüber unzureichendere Hilfsmittel der Technik zur Verfügung. Handelt es sich beim bereits geschaffenen Hangwindsegler nur um eine Weiterentwicklung, so stellt der Flug in der Ebene mit der neuen Aufgabe auch die Forderung nach einem an sich neuen Mittel. Wie bereits an anderer Stelle ausgeführt[1]), ist diesem neuen, für deutsche systematische Forschung so recht geeigneten Ziel nur dann beizukommen, wenn es auf allen gangbaren Wegen gleichzeitig in Angriff genommen wird. Die Fortentwicklung aus dem Hangwindsegler ist das Nächstliegendste. Gleichzeitig muß das segelfähige Kleinflugzeug mit Hilfsmotor und der flugfähige ablösbare Fesseldrache selbst in die auftriebergebenden Luftströmungen des Flachlandes führen. Das Segelflugzeug mit Hilfsmotor muß in seiner Entwicklung eng dem Fortschritt der Hangwindsegler angeschlossen werden. Die Größe seiner Antriebskraft muß durch Begriffsumgrenzung und Handicap aufs äußerste beschnitten sein.

Der flugfähige ablösbare Fesseldrache stellt ein ganz neues Prinzip der Weiterentwicklung des gefesselten Drachens dar. Die Bedeutung des meteorologischen Drachens für die Untersuchung der Luftströmung sowie auch wieder für den Bau der ersten Doppeldecker braucht hier nicht dargelegt zu werden. Seine Anwendung zu bemannten Aufstiegen scheiterte immer an den Schwierigkeiten der Erhaltung der Stabilität bei böigen Winden in der Luft und vor allem beim Einholen unter Zug. Durch Ablösung der Fesselung zur selbständigen Landung im Gleitflug wird ein großer Teil der bekannten Gefahren vermieden werden.

[1]) Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jahrgang 1923, Augustheft (Rhönnummer).

Welche Fülle wissenschaftlicher und konstruktiver Probleme neben dem aerologischen Gedanken aufgerollt werden, kann heute nur vermutet werden. Beide neuen Wege, Segelflieger mit Hilfsmotor wie flugfähiger Fesseldrache, werden bestimmt neue Wege für die Konstruktion aller Flugzeugarten im weiten Sinne weisen, der erstere vom Gesichtspunkt der Flugökonomie, der letztere vom Standpunkt der Stabilität. Hangwindsegler und das große Motorflugzeug werden von ihnen befruchtet werden.

Alle drei Arten des motorlosen Fluges sind aber auch nebeneinander vergleichweise zu einer schnellen, aber billigen Schulung auszubauen. Seien wir uns klar, daß die Schulung im Fluge sich seit Beginn des Fliegens in ausgefahrenen, für uns wirtschaftlich nicht mehr benutzbaren Geleisen bewegt und daß die Schaffung neuer, billigerer Methoden von größter Bedeutung ist!

Während der Hangwindsegler seinen festen Freundeskreis dank der Bemühungen aller Luftfahrer sich zu erwerben verspricht, sind das segelfähige Kleinflugzeug und der flugfähige Fesseldrache genötigt, sich erst das Zutrauen der Luftfahrt zu erwerben. Beim Kleinflugzeug sind hierfür wirtschaftliche Möglichkeiten gegeben. Es ist das Mittelding zwischen Flugzeug und Segler, das Leichtkraftrad der Luft. Wer möchte an dessen Zukunft zweifeln?

Der Fesseldrache hat eine längere Vorentwicklung nötig. Er bedarf des weiteren besonderer Start- und Fesselvorrichtungen, zu deren Entwicklung Erfahrung und daher Zeit und Geld gehört. Es scheint deshalb eine vorzugsweise Stützung der Entwicklung des Fesseldrachens vor der des Segelflugzeuges mit Hilfsmotor erforderlich zu sein.

Das Modellflugwesen hat seine werbende Kraft bei der Jugend weiterhin bewiesen. Seine weitere Aufgabe für die Voruntersuchung in Richtung auf die vorstehend angedeuteten konstruktiven Aufgaben verdient stärkere Beachtung.

Wenden wir uns nunmehr der Frage der Preisausschreiben zu: Die Festsetzung aller Maßnahmen muß die Wahrung des allgemeinen und des örtlichen Interesses gewährleisten, ohne aber hierbei durch starren Formalismus die Gebefreudigkeit der Spender zu verringern. Hierin liegt eine große Schwierigkeit. Das allgemeine Interesse wird gewahrt durch freiwillige Einfügung aller örtlichen Veranstaltungen in den großen von der Segelflug-Gesellschaft aufzustellenden Rahmen. Dieser muß wieder den Eigenarten der Spender durch Schaffung eines Spielraums für die Abwandlung der nachfolgend näher erläuterten »Preisgruppen« Rechnung tragen. Anderseits soll dieser feste Plan verhindern, daß sich die einzelnen örtlichen Veranstaltungen zeitlich und materiell gegenseitig das Wasser abgraben.

Von der Segelflug-Gesellschaft ist ein großes Gerippe für Preisausschreibungen baldmöglichst aufzustellen. Die Grundlagen für dieses Ausschreibungssystem müssen in klar umgrenzter Form die vorstehend auseinandergesetzten, heute restlos zu klärenden Ziele und die anschließend daran sofort festzustellenden Absichten etwaiger Veranstalter bilden. Die Ausfüllung des Gerippes mit Preisen soll dann der baldmöglichst einsetzenden allgemeinen Werbearbeit überlassen werden. Durch dauernde Nennung des Namens der Stifter im Rahmen dieser Preisgruppen kann dem Gefühle der Dankbarkeit des zuständigen Empfängers Ausdruck verliehen werden.

Der abgestuften Bedeutung der einzelnen Preisgruppen, einmal vom Gesichtspunkt des technisch-wissenschaftlichen oder sportlichen Interesses, im andern Fall vom Verhältnis zwischen allgemein gültigen Preisausschreiben oder örtlichen Veranstaltungen, ist ein bestimmtes Prozentverhältnis zugrunde zu legen. Also z. B. 65 vH für technisch-wissenschaftliche plus 35 vH für sportliche Ziele. Ferner beispielsweise etwa: 30 vH für allgemein gültige Preisausschreiben plus 70 vH für örtlich festliegende Preisausschreiben.

Auch für die Aufbringung der Organisationskosten kann die Aufstellung eines ähnlichen Verteilungsschlüssels von vornherein empfohlen werden. So scheint die Regelung der Unkosten für allgemeine Ausschreibungen Sache der Segelflug-Gesellschaft, die der örtlichen Veranstaltungen Sache der örtlichen Veranstalter. Die Vorwett bewerbe, die zugleich als Ausscheidungskämpfe für den Hauptwettbewerb in der Rhön ausgebaut werden könnten, müßten von den Regierungen der Länder (Bayern etwa 1924 für Hangwindsegler, Preußen für Segler mit Hilfsmotor und Fesselflieger) gestützt werden, während die Stützung des Hauptwettbewerbs in der Rhön vorzugsweise dem Reiche zufallen müßte.

Etwa eingehende staatliche Beihilfen wären grundsätzlich den Organisationskosten örtlicher Veranstaltungen zuzuschlagen, während die Einbringung der Preise Sache der privaten Werbetätigkeit bleibt.

Die Herabminderung der Organisationsunkosten zugunsten der Preise ist dann naturgemäß wichtig.

Digitized by Google

Die Preisgruppen dürfen sich nicht nur auf die eigentliche Leistung selbst beschränken. Eine erste Gruppe, die der sogenannten Vorbereitungspreise, soll erstens durch Konstruktionspreise in Form von Zuschüssen zum Bau den guten aussichtsreichen Gedanken von Anbeginn an fördern und zweitens die Frage der Vorbereitung des fliegenden Personals auf die großen Wettbewerbsaufgaben durch Flugausbildung unterstützen.

Die Gruppe der Wettbewerbspreise hätte sich in Konstruktionspreise für flugerprobte Konstruktionen, in reine Persönlichkeitspreise und in vergleichende Sportleistungspreise mit einer umfangreichen Reserve an Verfügungsmitteln zum Ausgleich von Härten zu gliedern. Es kann keinem Zweifel unterliegen, daß die Förderung der technisch-wissenschaftlichen Forschung, insbesondere vom Standpunkt praktischer Anwendbarkeit, gegenüber der praktischen Aufgabe heute noch den Vorzug verdient. Eine Ausnahme macht die Ausbildung einer bestimmten Anzahl aus akademischem Nachwuchs heranzubildender junger Flugzeugführer. Die letztere scheinbar so unbedeutende Aufgabe kann mittelbar schließlich überhaupt zur Kernfrage der Fortführungsmöglichkeiten der Forschungen selbst werden.

Die Höhe der Preise muß angesichts des großen Einsatzes wertvoller Sportgeräte wenigstens etwas dem eingegangenen Risiko entsprechen. Bei der heutigen finanziellen Lage zwingt das zum Streben nach wenigen, im Ziele einfachen Preisen von möglichst großem Werte.

IV. Schlußbemerkung.

Wenn wir uns zum Grundsatz allerorts ausfliegbarer Preisausschreiben wie auch örtlicher Flugveranstaltungen bekannten, so soll gleichwohl die Rhön auch künftig das Olympia der Segelflugbewegung bleiben. Sie bedeutet uns mehr als ein nüchterner Name. Sie ist der Ausgangspunkt einer jungen, freien Bewegung aus erdrückender Umklammerung geworden. Sie soll der Jungborn für die fliegerische Jugend bleiben!

Hat der Segelflug noch eine Zukunft?

Von A. Pröll, Hannover.

Diese Frage wird jetzt oft gestellt, nicht selten mit einem Unterton des Zweifels, und in der Tat, wir müssen uns darüber keiner Täuschung hingeben, daß die Erfolge des Rhön-Wettbewerbes 1923 rein äußerlich gesehen hinter denen von 1922 stark zurückgeblieben sind. Eine solche Erfahrung pflegt man meistens zu machen nach großen Anfangserfolgen, wie wir sie im vorigen Jahre an den Dauerrekorden von Hentzen und Martens bewundert haben. Manche erwarteten sich eine neue Ära im Flugwesen oder gar eine vollständige Umwälzung des Verkehres überhaupt und sind nun enttäuscht, daß es noch nicht gelungen ist, dem Segelflug die Grenzen zu öffnen, die ihm bisher durch die Beschränkung auf besonders günstiges Gelände und Windverhältnisse gezogen waren.

Dennoch dürfen wir mit den Ergebnissen des Wettbewerbes wohl zufrieden sein, denn sie bestätigen und vertiefen unsere Erfahrung über den persönlichen Segelflug und zeigen uns, auf welchem Wege wir weiterkommen können.

Was ist eigentlich erreicht? Sicherlich sehr viel, denn der sogenannte statische Segelflug am Berghang ist einwandfrei möglich, und gerade die vielen guten Flüge des diesjährigen Wettbewerbes haben gezeigt, daß es sich hier nicht mehr bloß um das hervorragende Können einiger weniger besonders befähigter Flieger mit glücklich konstruierten Flugzeugen handelt, sondern daß diese neue Flugart schon von recht vielen beherrscht wird, und daß auch möglichst günstige Flugzeugbauarten sich herausgebildet haben.

Für Sportzwecke, ferner zur Schulung des Motorfluges erweist sich der Segelflug in der Tat als ein hervorragend geeigneter neuer Weg, wie das schon in den zahlreichen Veröffentlichungen anläßlich der vorjährigen Wettbewerbe zur Genüge auseinandergesetzt worden ist.

Aber auch für die Ausführung von wissenschaftlichen Beobachtungen könnte das Segelflugzeug schon jetzt sehr nützlich werden. Es muß freilich auffallen, daß die bisherige unmittelbare wissenschaftliche Ausbeute nicht sehr reich ist, denn von den mancherlei verhältnismäßig nicht besonders schwierigen Untersuchungen am fliegenden Gleitflugzeug ist vorläufig noch kaum eine einzige richtig durchgeführt worden; selbst über die bei jedem Fluge erreichte Geschwindigkeit herrschen die verschiedensten Ansichten, und wirkliche Messungen sind nur selten bekannt geworden. Die meisten Flüge waren eben mehr oder weniger ausgesprochene Rekordflüge oder jedenfalls Ansätze dazu, und es ist daher verständlich, wenn die Führer ihr Augenmerk fast ausschließlich auf die Beherrschung ihres Apparates und der Luftströmungen richteten, so daß für weitere Beobachtungen weder Zeit noch Aufmerksamkeit übrigblieb. Man wird hier durch Einbau leichter selbstaufzeichnender Meßgeräte einen erheblichen Schritt vorwärtsgehen. Allerdings müßten diese Meßinstrumente sehr leicht und dazu möglichst frei von Trägheit sein, um die rasch schwankenden Flugelemente noch treu aufzeichnen zu können. Immerhin sollten sich bei den vielen Schulflügen die Flieger daran gewöhnen, stets wenigstens eine einwandfreie zahlenmäßige Beobachtung irgendeines Flugelementes mitzubringen, und dasselbe gilt auch von der Begleitmannschaft, die jeden Flug nicht nur mit sportlichem Interesse, sondern auch mit dem Bestreben verfolgen könnten, irgendeinen in Zahlen ausdrückbaren Aufschluß über den Verlauf des Fluges zu erhalten. Wenn auch mit einzelnen Zahlenangaben (Geschwindigkeit oder Neigung, oder Sinkgeschwindigkeit usw.) noch nicht viel zu erreichen ist, so wird doch durch die Gesamtheit von solchen Erfahrungszahlen bei sehr vielen ähnlich verlaufenden Übungsflügen manch brauchbarer Mittelwert für die Beurteilung des Flugzeuges und des Segelfluges überhaupt gefunden werden können.

Über die Ausbildung besonderer Versuchsverfahren für das wissenschaftliche Segelflugwesen mag an anderer Stelle berichtet werden. Dagegen wollen wir uns hier mit einigen die Allgemeinheit mehr interessirenden Zukunftsfragen des Segelfluges beschäftigen. Was erwarten wir vor allem von der neuen Flugart? Sprechen wir es offen aus: Der dynamische Segelflug durch Ausnutzung der turbulenten Windenergie, seiner Richtungs- und Stärkeschwankungen war das Ziel, dem wir 1923 näher zu kommen hofften. Der dadurch ermöglichte Segelflug weit ab vom Hange auch über ebenem Gelände ist tatsächlich noch unerreicht, denn auch der schönste Erfolg der diesjährigen Flüge, der 19 km-Flug von Botsch am 6. Oktober ist bei näherer Betrachtung als besonders geschickte Ausnutzung der Hangwindströmung entlang der Rhönausläufer zu erkennen. Gewiß haben unsere besten Flieger nicht selten auch einmal eine Böe »eingefangen«, d. h. als dynamische Hubkraft ausgenutzt, aber von einer dauernden Verwertung sind wir noch weit entfernt. Das liegt wohl auch zum Teil daran, daß die genügend kräftigen Böen nicht allzuhäufig, jedenfalls nicht längere Zeit anhalten, und weiter daran, daß das gesamte Segelflugzeug einschließlich seines »Motors«, des Piloten, noch nicht schnell genug die richtigen Mittel findet, um die Böenenergie in Hubwirkung umzusetzen. Bei den großen, den Segelflug am reinsten ausübenden Raubvögeln folgt die instinktive Böenempfindung und die richtige Flügelbetätigung unmittelbar und rechtzeitig aufeinander, während beim Flieger noch zu viel Zeit verloren geht. Es wäre also vor allem dafür zu sorgen, daß entweder durch vollkommen automatische Ausnutzung der Böigkeit (selbsttätige Flügelsteuerung oder dgl.) den Fliegern die Arbeit abgenommen würde, oder daß (was jedenfalls zweckmäßiger wäre) besondere Böenfühler in Verbindung mit einer noch viel unmittelbarer und kräftiger wirkenden Steuereinrichtung den Flieger instand setzten, bei fortdauernder Übung das erstrebte Ziel zu erreichen. Trotzdem ist es zweifelhaft, ob der dauernde dynamische Segelflug jemals in ähnlicher Weise wie bei den Raubvögeln erreicht werden wird. Vielleicht spielt da auch die absolute Größe des Flugzeuges im Verhältnis zur Stärke und Wirkungstiefe der meisten Böen mit hinein. Jedenfalls wird der beste Segler klein sein müssen und vor allem eine kräftige, äußerst rasch wirkende Steuereinrichtung haben müssen. Das Gebiet des dynamischen Segelfluges wird darum voraussichtlich immer nur Einzelfliegern von besonders hervorragender Befähigung vorbehalten bleiben und für den allgemeinen Zukunftsluftverkehr schon wegen der letzten Forderung kleiner einsitziger Flugzeuge ausschalten.

Von allgemeinerer Bedeutung wird dagegen die Züchtung des Kleinmotorflugzeuges sein. Freilich besitzen wir in Deutschland von vereinzelten Ausnahmen abgesehen das leichte Motorflugzeug noch nicht, wie es doch nach der Entwicklung des Segelflugzeuges schon vorhanden sein könnte. Es fehlt eben noch an dem betriebssicheren kleinen leichten Motor, wenn auch erfreuliche Anfänge dazu schon vielfach im letzten Jahre zu erkennen waren. Zweifellos liegt gerade hier eine Aufgabe vor, welche die weiteste Anwendung verspricht, denn das Leichtmotorflugzeug wird noch einmal ein wichtiges Verkehrsmittel einer nahen Zukunft werden.

Eng damit zusammenhängt die Frage des Hilfsmotors, über den noch ein paar Worte gesagt sein mögen. Das mit ihm versehene Flugzeug ist wohl zu unterscheiden von dem eben besprochenen Leichtmotorflugzeug, welches dauernd motorisch betrieben wird und daher nicht mehr als Segelflugzeug angesprochen werden kann. Tatsächlich ist festzustellen, daß wir den Hilfsmotor

Digitized by Google

in ein Flugzeug einbauen wollen, das normalerweise den Hang- oder einen sonstigen Aufwind ausnutzt und das auch in eben besprochener Weise eventuelle Böen ausnutzen kann. Darüber hinaus soll es aber imstande sein, sich dauernd schwebend in der Luft zu erhalten und in zweiter Linie auch selbständig zu starten.

Daraus ergeben sich die folgenden genau umrissenen Anforderungen:

1. Alle Bedingungen für ein vorzügliches Segelflugzeug müssen erfüllt sein;
2. die Hilfstriebeinrichtung (Motor und Luftschraube) muß auf organische Weise mit dem Flugzeug verbunden sein und darf keinesfalls die Segeleigenschaften stören;
3. der Hilfsmotor muß jederzeit und sofort in Wirkung treten können und ebenso ausgeschaltet werden können;
4. der Hilfsmotor muß genügend Vortrieb entwickeln, um auch bei absoluter Windstille den Schwebezustand zu erhalten und eventuell das Flugzeug starten zu können.

Kaum eine von diesen Anforderungen ist bisher zu erfüllen gewesen. Das Mehrgewicht des Hilfsmotors sowie der zusätzliche Luftwiderstand, den eine normale Luftschraube dem Segeln entgegensetzt, sind vor allem hinderlich. Der Schraubenpropeller paßt eben nicht organisch zum Segelflugzeug, ebensowenig, wie der starre Tragflügel im Grunde genommen sich dem Wesen des Segelfluges so recht anbequemen kann.

Aber wie soll diese Anpassung stattfinden? Die drei Grundelemente des Flugzeugs: Tragflügel, Motor, Luftschraube, lassen etwa folgende Möglichkeiten erkennen:

Tragflügel: a) starr und fest eingebaut, a') elastisch und fest eingebaut, b) elastisch und beweglich;

Luftschraube: a) starr, rotierend, a') unstarr, rotierend, b) Flügelpropeller (Schwingenantrieb);

Motor: a) rasch rotierender Explosionsmotor, b) langsam bewegter Kolbenmotor.

Ohne Zwang und gegenseitige Störung passen nur zusammen die Verbindungen *a' a* (*a'*) *a* oder *b b b*[1]). Tatsächlich ist aber eigentlich nur die erstere bisher ausgeführt und bewährt. Was etwa an »elastischen« Flügeln gebaut wurde, bezog sich mehr auf die Flügelenden, während der Hauptteil meistens starr blieb. Auch ein Segelflugzeug mit Flügelsteuerung und einem gewöhnlichen Hilfsmotor ist noch eine ungünstige Kombination *b a a*. Dazu kommt neuerdings ein Vorschlag von Wels (ZFM 1923), bei dem ein an sich starrer, aber auf und ab beweglicher und drehbarer Tragflügel einen kinematisch einfachen Antrieb erhält. Diese Kombination *b b a* dürfte aber, weil unorganisch (Übersetzungsgetriebe erforderlich!), nicht sehr ökonomisch sein. Außerdem würden voraussichtlich die Massenwirkungen des großen beweglichen Flügels schwierig zu beherrschen sein. Noch nicht versucht, wenigstens nicht mit praktischem Erfolg, ist dagegen die Kombination *b b b*, die einen mehr oder weniger beweglichen Tragflügel und einen entsprechenden, von einem Kolben ohne Drehbewegung direkt angetriebenen Flügelpropeller von geringer Hubzahl darstellt. Es soll hier das viel umstrittene Problem des Schwingenflugzeuges an sich nicht berührt werden, zu dessen Lösung wohl noch sehr viel fehlt, es möge nur auf die allen solchen Projekten gemeinsame Forderung hingewiesen werden, daß der Propeller mit dem tragenden Flügel zu einem organischen Ganzen vereinigt erscheint, und daß geringe Beschleunigung zwecks Verminderung der Massenwirkung vor allem anzustreben ist.

Wie weit ein solcher Flugzeugentwurf der Zukunft von der heute üblichen Bauart der Tragflügel vielleicht ganz abgehen und neue Bauelemente aufweisen wird, die sich etwa den Vogelflügel mehr zum Muster nehmen, möge ebenfalls dahingestellt bleiben. Aber ebenso wie der Flügel wird zweifellos auch der Hilfsmotor des Segelflugzeugs andere Entwicklungswege gehen wie der des Kleinmotorflugzeugs. Schon die Möglichkeit jederzeitiger und sofortiger Inbetriebsetzung, sei es auch nur für wenige Sekunden, ist bei den heutigen Motoren nicht zu erreichen; aber auch das meist erforderliche unmittelbare mechanische Übersetzungsgetriebe von der raschen Drehung zur Schwingenbewegung wird sicher noch keine ideale Lösung darstellen. Da liegt unter anderem auch der Gedanke nahe, einen leichten, rasch rotierenden Benzinmotor kleinster Leistung dauernd laufen und Energie in irgendeiner möglichst konzentrierten Form (Druckluft?) aufspeichern zu lassen. Diese würde dann während der Flauten in wenigen Sekunden ausgenutzt werden können, um verhältnismäßig große Kraftwirkungen für den Schwebeflug auszuüben.

Einzelheiten mögen jedoch zurzeit unerörtert bleiben, weil sie gewiß noch nicht ausgereift sind; man ersieht aber, daß in der weiteren Ausgestaltung aller hier besprochenen Gedanken noch ein weites Feld für die Verwertung unserer Segelflugerfahrungen liegen wird. Darum dürfen wir die eingangs gestellte Frage kräftig bejahen und wollen nur hoffen, daß es trotz schwerer äußerer Not unsern deutschen Forschern und Fliegern gelingen möchte, an der Zukunftsentwicklung des Segelflugwesens ihren reichlichen Anteil zu haben.

[1]) Die Verbindung (*a a a*) könnte nur dann als Segelflugzeug brauchbar sein, wenn es gelänge, den (oder die) Propeller beim »Segeln« in eine möglichst widerstandslose Stellung zu bringen, etwa im Staugebiet vor der Vorderkante des Tragflügels. Eventuell könnte man daran denken, Luftschrauben mit unstarren Flügeln (Kombination *a a' a*), wie sie von den Parsevalschiffen her bekannt sind, zu versuchen. Es erscheint aber fraglich, ob diesen die erforderliche, momentan einsetzende Wirkung beim Anspringen des Hilfsmotors zukommen wird.

Betrachtungen zur Förderung des Segelflugs.

Von Wilh. Hoff.

Der diesjährige Rhön-Segelflug-Wettbewerb hat den Förderern der Entwicklung seit 1920 manche Lehren gegeben, die befolgt werden müssen, wenn der junge hoffnungsvolle Zweig fliegerischer Betätigung nicht zum Absterben verurteilt werden soll. Der Vorwettbewerb galt weniger der Erprobung neuer Flugzeugmuster als der Ausbildung fliegerischen Nachwuchses. Leider konnte dieser nicht hervortreten, da jede Ausbildungsmöglichkeit infolge der drückenden wirtschaftlichen Verhältnisse in Deutschland gefehlt hat. Sportlich erfreulich war es, daß unter den jungen Führern ein Schwede sich auszeichnete. Größere Erfolge wurden nur von Führern erzielt, die auf eine reiche Flugerfahrung auf Motorflugzeugen zurückblicken konnten. Für den Hauptwettbewerb waren die Ziele zu weit gesteckt. Die Entwicklung hat den Erwartungen nicht entsprochen. Wie sollte sie auch, da jede schrittweise Erforschung der noch unbekannten Möglichkeiten während eines fast vollen Jahres geruht hatte. Sie setzte im Wettbewerb dort ein, wo sie im Vorjahre beendet worden war. Die Politik der Aussetzung von verschieden gearteten, nicht nur in der Rhön zu erlangenden Preisen für bestimmte hohe Leistungen ohne gleichzeitige Sicherstellung der am Maßstabe der Gewinne gemessenen viel höheren Aufwendungen für Flugzeugbau, Unterhalt von Führer und Mannschaft hat nicht die Vorbereitung für die diesjährige Rhön gebracht. An anderen Stellen dieses Heftes wird auf diese Erfahrungen und ihre Abhilfe näher eingegangen. Sie sind Gegenstand ausführlicher Erörterungen im Kreise der Ausschüsse der dem Segelflug nahestehenden Gesellschaften.

Da in diesem Jahr der dynamische Segelflug den verwöhnten Rhöngästen noch nicht nachgewiesen wurde, wird er fast parteipolitisch umstritten. Von solcher Behandlung wissenschaftlicher Fragen sollten wir zurückstehen. Wenn auch in der Technik der nahe praktische Erfolg den Vorzug hat, so dürfen wir auch einmal einem fernen Ziel nachstreben. Vielleicht ist es ebensowenig nutzbringend, als die Entdeckung des Nordpols oder die Ersteigung des Gaurisankars, aber wie diese eine Menschheitstat. Der Hilfsmotor wird in Zukunft für Flüge, bei denen dynamische Segelleistungen erwartet werden dürfen, nicht entbehrt werden können. Wir haben aber zur Befürchtung Veranlassung, daß dessen Leistungen gesteigert werden, da verfügbare Motorleistung dem Flieger die Sicherheit zur Überwindung widriger Winde gibt. Die Anschaffungs- und Betriebskosten stärkerer Motoren werden wohl bei den Gesamtkosten nicht so einschneidend wirken. Der Vergleich mit den Kraftfahrzeugen zwingt zu diesem Schluß.

In diesem Jahr ist mehr gebaut als geflogen worden. Leider kamen während der Flüge Flugzeugbrüche vor, die hätten vermieden werden müssen. Nur zum Teil geben diese Unfälle Veranlassung zu neuer technischer Forschungsarbeit. Ihre Mehrzahl wäre unterblieben, wenn der Flugzeugbau ausschließlich von geschulten Fachleuten ausgeführt würde. Die dankenswerte ehrenamtliche Tätigkeit der WGL-Prüfer wurde trotz der Hinweise anläßlich der Ausschreibung ungenügend in Anspruch genommen. Begangene Baufehler konnten bei unzureichenden technischen Unterlagen und oft mangelhaften Auskünften anläßlich der Zulassungsprüfung an fertiggestellten Flugzeugen nicht mehr entdeckt werden. Um den Bewerbern eine Teilnahme am Wettbewerb zu ermöglichen, hat eine Milde gewaltet, die in Zukunft nicht mehr am Platze ist.

Digitized by Google

Der Flugzeugbau ist kein Gebiet für Laien; dafür ist seine Anwendung zu gefährlich. Es sollten deshalb in Zukunft nur solche neuen Flugzeugmuster zugelassen werden, für deren Aufbau von der WGL anerkannte Fachleute verantwortlich sind. Die übrigen Freunde des Segelflugwesens sollten sich damit begnügen, nach Unterlagen berühmter Vorbilder und unter Aufsicht zu bauen. Die durch den Paul Koechl-Preis ins Leben gerufene Bewegung zum Bau eines brauchbaren Musters, das leichte und billige Herstellung mit guter Ausbesserungsfähigkeit verbindet, bedarf weitgehender Förderung, damit das Segelflugwesen diejenige Verbreitung findet, die allgemein verlangt wird.

Zur Mechanik des Segelfluges.

Ergänzungen zum Vortrag »Wertung von Segelflügen«[1]).

Von E. Everling.

1. Gleiten und Sinken.

Das Segelflugzeug als »Gleiter« setzt Höhe in Entfernung um, um so besser, je kleiner beim Anstellwinkel des Fluges die Gleitzahl, das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb,

$$\varepsilon_0 = \frac{c_w}{c_a} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1).$$

Das Motorflugzeug läßt sich auffassen als Kombination eines Hubschraubers von gutem Wirkungsgrad und eines Seglers; für diesen kommt aber das langsamste, nicht das flachste Gleiten in Frage. Beide Behauptungen folgen aus der Leistungsgleichung[2])

Schrauben- = Steig- + Schwebeleistung,

$$75\,\eta\,N = G \cdot v_s + W \cdot v \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

oder nach Division durch G

Hub- = Steig- + Sinkgeschwindigkeit,

$$v_h = v_0 + v_s \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (3),$$

wo die

Hubgeschwindigkeit $v_h = 75\,\eta\,\frac{N}{G} =$

$$= \frac{\text{Zahl} \cdot \text{Schraubenwirkungsgrad}}{\text{Leistungsbelastung}} \quad (4),$$

Steiggeschwindigkeit $v_s = 0$ für Wagrechtflug, > 0 für Steigen (5),

Sinkgeschwindigkeit $v_0 = \varepsilon \cdot v = \varkappa \cdot v_I \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (6)$

ein im Gleitflug ohne Motor meßbarer Wert, mit der Bahngeschwindigkeit v, der Einheitsgeschwindigkeit (für $c_a = 1$, s. (9) unten!)

$$v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}} \approx 4 \sqrt{\frac{G}{F}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7)$$

und der Flugzahl

$$\varkappa = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}} = \frac{c_w}{c_a^{1,5}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (8),$$

da ja nach der Grundgleichung für Auftrieb bzw. Gewicht gilt

$$v = \sqrt{\frac{1}{c_a} \cdot \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F}} = \frac{v_I}{\sqrt{c_a}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (9).$$

Je kleiner die Gleitzahl ε, desto weiter gleitet das Segelzeug von einer bestimmten Höhe ab, je kleiner die Flugzahl $\varkappa$, desto länger schwebt es aus dieser Höhe, und desto sparsamer fliegt (Hubgeschwindigkeit oder Leistung klein), desto rascher steigt ein Motorflugzeug.

2. Segeln.

In windstiller Luft geht ein Segler also mit dem Gleitwinkel bzw. der Sinkgeschwindigkeit herunter, die bei dem jeweiligen Anstellwinkel der zugehörigen Gleitzahl bzw. Flugzahl und Einheitsgeschwindigkeit entsprechen.

Beide Größen werden verschlechtert durch die unvermeidlichen Steuerbewegungen, ferner durch willkürliche Kurven u. dgl., die mittelbar Vorteile bringen können, endlich durch Fehler oder Versager beim Start und während des Fliegens.

Verbessert werden sie bis zum Wagrechtfliegen und darüber hinaus zum Steigen durch einen Motor, dessen Leistung sich nach (4) mit der Hubgeschwindigkeit v_h ausdrücken läßt, und zwar nach (3) die Sinkgeschwindigkeit um v_h selbst; die Gleitzahl nach (6) um $\frac{v_h}{v}$.

Ist statt oder neben der Motorleistung N eine Vortriebkraft S, etwa der Schraubenschub, ein Seilzug oder eine Windbeschleunigung gegeben, so hat man wegen der Leistungsgleichung des Antriebs

$$75\,\eta\,N = S \cdot v \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (10)$$

nach Gleichung (4) für die Hubgeschwindigkeit

$$v_h = \frac{S}{G} \cdot v \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (11);$$

um diesen Betrag wird die Sinkgeschwindigkeit, die Gleitzahl einfach um $\frac{S}{G}$ vermindert.

Aufwind der senkrechten Stärke v_a wirkt nach (3) wie eine Vergrößerung der Hubgeschwindigkeit v_h; das gibt für die Sinkgeschwindigkeit v_a selbst, für die Gleitzahl $\frac{v_a}{v}$ als Zuschlag.

Rückenwind der Stärke w beeinflußt nur die räumliche, nicht die zeitliche (Barographen-)Kurve des Fluges. Er verkleinert den wirklich erzielten Gleitwinkel ε im Verhältnis $\frac{v}{v+w}$, verbessert die Gleitzahl also nur beim Höhenverlust, um $\frac{\varepsilon}{1 + \frac{v}{w}}$.

Weiter können Gleitwinkel und Sinken durch Ausnutzen von Windschwankungen gemindert werden; in welche Umfange das praktisch durchführbar ist, steht freilich noch dahin[1]).

Der einfachste, aber nur kurze Zeit mögliche Fall ist das Fliegen gegen einen mit b gleichförmig beschleunigten Wind; die Trägheitskraft wird

$$S = G \cdot \frac{b}{g} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (12),$$

die Sinkgeschwindigkeit also nach (11) um $\frac{b}{g} \cdot v$, die Gleitzahl um $\frac{b}{g}$ selbst verbessert.

Periodische Schwankungen der Windstärke nach dem Gesetz

$$w = w_0 (1 + k \cdot \sin \omega t) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

haben die Beschleunigung

$$b = \frac{dw}{dt} = w_0 \cdot k\,\omega \cos \omega t \quad \ldots\ldots\ldots \quad (14).$$

Lenkte man nach jeder Richtungsumkehr der überlagerten Windschwankung plötzlich gegen diese ein, so wäre nach (13) die mittlere Beschleunigung (Integral über eine Halbperiode der Schwankung)

$$\bar{b} = \frac{2}{\pi} \cdot w_0 \cdot k \cdot \omega \quad \ldots\ldots\ldots \quad (15),$$

also die Verbesserung $\frac{2}{\pi} \cdot \frac{w_0 \cdot k \cdot \omega}{g}$ für die Gleitzahl, für die Sinkgeschwindigkeit das v-fache.

Praktisch wird man in solchem Falle nicht plötzlich wenden, sondern nur kreisen können. Geschieht das mit der Periode ω der Windschwankungen, aber mit der Nacheilung φ, so ist die Windbeschleunigung b in (14) vor dem Integrieren mit $\cos(\omega t + \varphi)$ zu multiplizieren; das gibt als Mittel für einen ganzen Umlauf

$$\bar{b} = \frac{1}{2} w_0 \cdot k \cdot \omega \cdot \cos \varphi \quad \ldots\ldots\ldots \quad (16),$$

am größten für die richtige Phase, $\varphi = 0$; dann das $\frac{\pi}{4} = 0{,}79$fache des günstigsten Wertes (15). Die Verbesserungen sind ebenfalls um 21 vH kleiner als im vorigen Fall.

Windstärkeschwankungen lassen sich auch durch Wellenflüge ausnutzen. Haben beide gleiches Zeitmaß und günstigste Voreilung, so ist der Höhengewinn für eine Periode T nach Th. v. Karman[2])

$$h = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{w_0 \cdot k}{v} \cdot H \quad \ldots\ldots\ldots \quad (17),$$

---

[1]) E. Everling, Wertung von Segelflügen, dieses Heft, S. 135 bis 136.

[2]) Vgl. E. Everling, Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen, ZFM 13, Heft 18 vom 30. September 1922, S. 249 bis 250.

[1]) Es ist jedenfalls möglich, wenn die »Schwankung« vom Durchsteigen wechselnder Windschichten (vom schrägen Kreisen u. dgl. herrührt.

[2]) Th. v. Karman, Mechanische Modelle zum Segelflug. ZFM 12, Heft 14, vom 30. Juli 1921, S. 220 bis 223; besonders Gleichung (14) auf S. 221 links unten; die Formel auf S. 222 rechts entspricht unserer (12); unsere (15) und (16) vervollständigen die Betrachtungen dort auf S. 223 links.

Digitized by Google

wo H die »Wellenhöhe« ist. Die zusätzliche Steiggeschwindigkeit ist also

$$\frac{h}{T} = \frac{h \cdot \omega}{2\pi} = \frac{w_0 \cdot k \cdot \omega}{4\,v} \cdot H \quad \ldots\ldots \quad (18),$$

die Gleitzahlverbesserung das $\frac{1}{v}$-fache davon.

Auch vertikal schwankende Windrichtung gibt nach Knoller[1]) und Betz[2]) Vortrieb, daher Gleitverbesserung, weil der Mittelwert der Auftriebskomponente in der Flugzeuglängsachse häufig negativ, nach vorn gerichtet ist; denn beim Anblasen von unten ist der Anstellwinkel vergrößert, daher der Auftrieb groß, außerdem nach vorn gerichtet, beim nachfolgenden Anblasen von unten umgekehrt. Eine Näherung, die freilich Betz' Unterscheidung des einfachsten und des günstigsten Falles verwischt, gestattet die Größe der Wirkung ohne Kenntnis eines besonderen Profils abzuschätzen. Sei der Windwinkel gegen die Wagrechte

$$\beta = \beta_0 \cdot \sin \omega t \quad \ldots\ldots\ldots \quad (19)$$

klein, daher sein Sinus gleich dem Bogen, der Widerstand unverändert W_0 und der Auftrieb A dem Anstellwinkel verhältig (α von $A = 0$ ab gezählt!),

$$A = A_0 \frac{\alpha - \beta}{\alpha} = A_0 \left(1 - \frac{\beta_0}{\alpha} \cdot \sin \omega t\right) \quad \ldots\ldots \quad (20),$$

so ist der zeitliche Mittelwert der wagrechten Luftkraftkomponenten

$$W = \int_0^T \left[W_0 + A_0 \left(1 - \frac{\beta_0}{\alpha} \cdot \sin \omega t\right) \beta_0 \cdot \sin \omega t\right] \frac{dt}{T} =$$

$$= W_0 - \frac{1}{2} A_0 \frac{\beta_0^2}{\alpha} = A_0 \left(\varepsilon - \frac{\beta_0^2}{2\alpha}\right) \quad \ldots\ldots \quad (21).$$

Die Gleitwinkelverbesserung ist also angenähert $\frac{\beta_0^2}{2\alpha}$, für die Sinkgeschwindigkeit gilt wieder der v-fache Betrag.

In Übersicht Tafel 1 sind die Ergebnisse zusammengestellt.

[1]) R. Knoller, Zur Theorie des Segelfluges, ZFM 4, Heft 2 vom 25. Januar 1913, S. 13 bis 14; dort weitere Quellen.

[2]) A. Betz, Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges, ZFM 3, Heft 21 vom 15. November 1912, S. 269.

3. Brennstoffverbrauch.

Der Heizwert eines Brennstoffes wird ausgedrückt in kcal/kg oder gleichwertig in kgm/kg, das sind einfach m. Er stellt also eine Länge; die »Heizhöhe«, dar, aus der eine Brennstoffmenge fallen müßte, um die mechanische Wucht zu erzeugen, die dem chemischen Energieinhalt entspricht. In Tafel 2 sind einige Heizhöhen zusammengestellt.

Tafel 2.

»Heizhöhen« verschiedener Brennstoffe.[1])

Brennstoffart	Nr.	Brennstoff	Heizwert[1]) kcal/kg	»Heizhöhe« km	Bemerkungen
Flüssigkeiten	1	Benzin	10 600	4 530	—
	2	Petroleum	10 200	4 360	
	3	Benzol	9 590	4 090	
Gase	4	Wasserstoff	28 700	12 260	—
	5	Methan	11 900	5 080	
	6	Azetylen	11 600	4 960	
Sprengstoffe	7	Benzin + Sauerstoff	1 770	760	Benzinheizwert, bezogen auf 1 kg des Gemisches aus Benzin und der zur Verbrennung nötigen Sauerstoffmenge.
	8	Sprenggelatine	1 640	700	Andere Sprengstoffe noch weniger.

[1]) Heizwerte nach P. Meyer, Gibt es eine leichtere Wärmequelle als Benzin? TB (Technische Berichte der Flugzeugmeisterei) Bd. III, Heft 3, 1918, S. 74 bis 75.

Im Motor ist von dieser rechnerischen Höhe nur der Bruchteil ausnutzbar, der dem Wirkungsgrad der Leistungserzeugung entspricht, die »Brennhöhe« H_b. Man berechnet sie am einfachsten unmittelbar aus dem Brennstoffverbrauch b (kg/PSh), der durch Dividieren mit $75 \cdot 3600 = 270\,000$ in kg/kgm oder m^{-1}

Tafel 1: **Übersicht.**

Verbessernde Einflüsse beim Segeln.

Einfluß	Verbesserung der Gleitzahl (Zahl)	Verbesserung der Sinkgeschwindigkeit m/s	Bemerkungen
Motor:			
Leistung N	$\frac{v_h}{v}$	v_h	Hubgeschwindigkeit $v_h = 75\,\eta\,\frac{N}{G}$ (4)
Vortriebskraft S	$\frac{S}{G}$	$\frac{S}{G} v$	auch Seilzug u. dergl.
Brennstoffvorrat B	$\frac{H_b}{l}\,\eta\,\frac{B}{G}$	$\frac{H_b}{t}\,\eta\,\frac{B}{G}$	Brennhöhe H_b (22)
Gleichförmiger Wind:			
Aufwind v_a	$\frac{v_a}{v}$	v_a	—
Rückenwind w	$\left(\frac{\varepsilon}{1 + \frac{v}{w}}\right)$	Nicht	ε = Gleitwinkel bei Windstille
Windbeschleunigung:			
Gleichförmig b	$\frac{b}{g}$	$\frac{b}{g} \cdot v$	—
Stärkeschwankung			
Einschwenken	$\frac{2}{\pi} \cdot \frac{w_0\,k\,\omega}{g}$	$\frac{2}{\pi}\,\frac{w_0\,k\,\omega}{g} \cdot v$	$w = w_0\,(1 + k \sin \omega t)$ (16)
Kreisen	$\frac{w_0\,k\,\omega}{2\,g} \cdot \cos \varphi$	$\frac{w_0\,k\,\omega}{2\,g} \cdot v \cdot \cos \varphi$	φ = Nacheilung
Wellenflüge	$\frac{w_0\,k\,\omega}{4} \cdot \frac{H}{v^2}$	$\frac{w_0\,k\,\omega}{4} \cdot \frac{H}{v}$	Wellenhöhe H
Richtungschwankung	$\approx \frac{\beta_0^2}{2\alpha}$	$\approx \frac{\beta_0^2}{2\alpha} \cdot v$	$\beta = \beta_0 \cdot \sin \omega t$ (19)
Darstellung	Flugbahn-	Barographen-	Kurve
Wertung	Räumlich	Zeitlich	—
Meßgröße	$\frac{h}{l}$	$\frac{h}{t}$	—
Zuschlag für Ausdauer	$q\,\frac{g}{2}\,\frac{l}{v^2}$	$q \cdot \frac{g}{2} \cdot t$	—
Wertziffer	$\Delta \varepsilon = z$	$\Delta v_0 = Z$	s. Vortrag S. 136
Normalwert	$\varepsilon \approx 0{,}1$	$v_0 \approx 2$ m/s	—

Digitized by Google

ausgedrückt wird; der Kehrwert ist also wieder eine Länge, nämlich die Höhe

$$H_b = \frac{270\,000}{b} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (22),$$

aus der eine Brennstoffmenge fallen müßte, um mechanische Energie zu erzeugen, die an der Motorwelle beim Verbrennen dieser Menge entsteht. An der Schraube bleibt die Arbeit verfügbar, die der kleineren Höhe $H_b \cdot \eta$ entspricht. Beide Werte gibt Tafel 3 für verschiedene Beträge des Brennstoffverbrauches b.

Tafel 3.

»Brennhöhe« bei verschiedenem Brennstoffverbrauch.

Brennstoffverbrauch b, kg/PSh	An der Motorwelle: Brennhöhe H_b, km	An der Schraube[1]): Brennhöhe $H_b \cdot \eta$, km
0,10	2700	2000
0,15	1800	1330
0,20	1350	1000
0,25	1080	800
0,30	900	670

B kg Brennstoffvorrat liefern also $H_b \cdot \eta \cdot B$ kgm Schraubenarbeit, vermögen daher ein Flugzeug von G kg Gewicht um $H_b \cdot \eta \cdot \frac{B}{G}$ m zu heben. Um diesen Betrag, dividiert durch l bzw. t, wird Gleitwinkel bzw. Sinkgeschwindigkeit verbessert. Teilt man den Betrag durch die Gleitzahl des Flugzeuges, so folgt die Flugweite s

$$s = H_b \cdot \frac{\eta}{\varepsilon} \cdot \frac{B}{G} = \text{Brennhöhe} \cdot \text{Gütezahl} \cdot \text{Brennstoffanteil} \quad (23).$$

Die »Gütezahl«, Schraubenwirkungsgrad durch Gleitzahl, spielt auch für die Schnelligkeitsberechnung eine Rolle[2]).

4. Wertung.

Im ganzen ergibt sich die Höhe h zwischen Startort und Landepunkt, bezogen auf die Entfernung l zwischen beiden bzw. auf die Flugzeit t, durch Summieren der verschiedenen Einflüsse (da es Verbesserungen sind, ist Höhengewinn positiv zu rechnen)

$$\frac{h}{l} = \frac{\frac{v_h + v_a}{v} + \frac{S}{G}}{1 + \frac{w}{v}} + \frac{H_b}{l} \cdot \eta \cdot \frac{B}{G} + q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l}{(v+w)^2} + \frac{\Delta\varepsilon - \varepsilon}{1 + \frac{w}{v}} \quad \ldots\ldots \quad (24),$$

wo die Glieder ohne l im Nenner um den oben abgeleiteten Rückenwindfaktor zu verkleinern waren, und einfacher

$$\frac{h}{t} = v_h + v_a + \frac{S}{G} \cdot v + \frac{H_b}{t} \cdot \eta \cdot \frac{B}{G} + q \cdot \frac{g}{2} \cdot t + \Delta v_0 - \bar{v}_0 \quad (26).$$

Darin bedeuten $\bar{\varepsilon}$ und $\bar{v}_0$ Normalwerte der Gleitzahl bzw. Sinkgeschwindigkeit, einschließlich eines Abzuges für normale Steuerbetätigung, und in $\Delta\varepsilon$ bzw. Δv_0 sind zusammengefaßt die Verbesserungen dieser Größen

a) durch günstigere Gestaltung, also kleinere ε bzw. $\varkappa \cdot v_I$,
b) durch gutes Fliegen, Vermeiden von Steuerbewegungen usw.,
c) durch Ausnutzen von Windschwankungen der fünf Arten, die oben beschrieben wurden.

Die Ausdauer wird dadurch gewertet, daß man dem Flieger gestattet, unter einem Bruchteil $q \cdot g$ der Schwere zu fallen[3]); das gibt in der Zeit t eine Strecke

$$q \cdot \frac{g}{2} \cdot t^2 = q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l^2}{v^2} \text{ bzw. } q \cdot \frac{g}{2} \cdot \frac{l^2}{(v+w)^2} \quad \ldots\ldots \quad (27)$$

die noch durch l bzw. t zu teilen ist.

Führt man statt der »Verbesserungsbeträge« $\Delta\varepsilon$ und Δv_0 Wertziffern z bzw. Z ein und löst (25), (26) nach ihnen auf, so ergeben sich die Wertungsformeln des Vortrages in vollständiger Gestalt. Man hat darin die Glieder zu streichen, die nicht berücksichtigt werden sollen.

[1]) Für $\eta = 0{,}74$ als Schraubenwirkungsgrad.

[2]) Vgl. E. Everling, Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge, Berichte und Abhandlungen der WGL (Beihefte zur ZFM) 10, April 1923, S. 27 bis 36; besonders S. 30, Abb. 1, S. 31, Spalte 9 der Zahlentafel 2 und S. 32, Gleichung (16) und Anm. 2, Gleichung (16 a).

[3]) Siehe die Erklärung am Ende des Vortrags (S. 136, Anm. 1).

Bemerkungen über den Rhön-Wettbewerb 1923.

Von W. Schlink.

Im folgenden möge einerseits auf allgemeine Fragen des Rhön-Wettbewerbs, insbesondere seine Erfahrungen eingegangen werden, anderseits auf Einzelheiten theoretischer und praktischer Natur, die im Zusammenhang mit den erfolgreichsten Flugzeugen, dem Darmstädter »Konsul« und dem Martensschen »Strolch« stehen.

Nach der Absicht der Veranstalter sollte der diesjährige Wettbewerb zur Förderung grundlegender und wissenschaftlicher Fragen dienen, die weitere Fortschritte im Segelflug verbürgten. Dieser Gedanke ist sowohl in den vorjährigen Berichten, wie auch in meinem auf der Gründungsversammlung der Segelflug-G. m. b. H. erstatteten Referate klar ausgesprochen worden. Es wurde ausdrücklich betont, daß bei den Preisausschreibungen darauf Rücksicht zu nehmen sei, daß aus ihrer Erfüllung neue Beobachtungen und Anregungen entnommen und weitere Schlüsse gezogen werden könnten; daß es keinen technisch-fördernden Wert habe, wenn Flüge von größerer Dauer ausgeführt würden, daß aber größter Wert auf Strecken- und Höhenflüge und die Erledigung anderer besonderer Flugaufgaben gelegt werden müsse. Um hierbei hervorragende Leistungen zu erzielen, muß einerseits das Flugzeug besonders gut sein, anderseits der Führer die Windverhältnisse sorgfältig im einzelnen beobachten und die Windenergie in geschicktester Weise ausnutzen; daß im übrigen günstiger Wind Vorbedingung, ist selbstverständlich. Der angedeuteten Absicht entsprechend wurden die Hauptpreise für die Zurücklegung der größten Strecke, mindestens jedoch 20 km (Großer Rhönpreis), und die Gewinnung der größten Höhe, mindestens 350 m, ausgesetzt. Die geforderten Mindestleistungen erscheinen unter Berücksichtigung der Geländeverhältnisse in der Rhön sehr scharf, aber ganz bewußt wurden derartige hohe Anforderungen gestellt, entsprechend dem bei der Gründung der Segelflug-Gesellschaft ausgesprochenen Gedanken: »Auf Grund der Erfahrungen vom Jahre 1922 soll man sich für den künftigen Wettbewerb nicht scheuen, Forderungen zu stellen, die zunächst scheinbar unlösbare Aufgaben stellen«.

Daß die Mindestforderungen der Preisausschreibungen nicht erreicht wurden, hat die in der Rhön anwesenden Fachleute keineswegs überrascht: die Windverhältnisse bezüglich der Stärke und Richtung des Windes waren im allgemeinen zu ungünstig; dazu kam, daß der »Konsul«, der mit dem »Strolch« die meiste Aussicht auf die Preise hatte, erst in der letzten Augustwoche ankam und beim Aufbau mit mancherlei Schwierigkeiten zu kämpfen hatte. Als Ende September das Wetter einigermaßen günstig wurde, versuchte der Darmstädter Botsch und Martens, große Überlandflüge auszuführen, und, während letzterer 14,5 km zurücklegte, gelang es Botsch, über 19 km zu durchfliegen und damit eine ganz hervorragende Leistung zu vollbringen. Im übrigen wurden trotz der widrigen Witterungsverhältnisse auch andere sehr beachtenswerte Flüge zurückgelegt und dadurch manche sehr erfreuliche Fortschritte bewiesen.

Gegenüber dem Wettbewerb 1922 hatte man in diesem Jahre eine Trennung in einen Vorwettbewerb (für solche Führer, die noch keinen Segelflugpreis errungen) und Hauptwettbewerb vorgenommen, eine Einrichtung, die sich nicht in allen Stücken bewährt hat. In der Art der Ausschreibungen hatte man insofern eine Änderung getroffen, als bei solchen mit geforderter Minimalleistung nicht nur demjenigen ein Preis zugedacht war, der die über die Vorschrift hinausgehende höchste Leistung erzielte, sondern vor allem auch dem ersten Erfüller der Mindestbedingung. Durch solche Ermunterungspreise sollten die Flieger einerseits zum schnelleren Bewerben um die Preise angeregt, anderseits sollte anerkannt werden, daß grundsätzlich derjenige, der zum ersten Male eine geforderte Leistung vollbringt, unbedingt eine Auszeichnung verdient. Dieser Grundgedanke erwies sich als richtig. Im übrigen zeigte sich in den Ausschreibungen der Sonderpreise manche Mängel, die für das nächste Jahr wertvolle Lehren geben.

Nach den diesjährigen Erfahrungen erscheint es zweckmäßig, daß der künftige Wettbewerb erst zwei bis drei Wochen später beginnt, aber schon vorher, von Anfang August ab, das fertige Lager zur Aufnahme von Flugzeugen und Fliegern zur Verfügung steht, die Verpflegungseinrichtungen getroffen und einzelne Mitglieder des Technischen Ausschusses und der Sportleitung anwesend sind. In dieser Zeit sollen an den Flugzeugen die für den Wettbewerb nötigen Vorbereitungen getroffen werden, damit dann in diesem selbst sofort mit Leistungsflügen begonnen werden kann. Die Ausschreibungen werden auch eine Änderung erfahren müssen: es muß vor allem, worauf schon in der Rhön Geheimrat Gutermuth

Digitized by Google

hinwies, die Möglichkeit gegeben sein, die Führer in höherem Maße zu besonderen Flugleistungen anzuspornen. Zu diesem Zwecke sind wohl, wie seither, verschiedene Sonderaufgaben in die Ausschreibungen aufzunehmen, anderseits muß aber versucht werden, ein Bewerbungssystem einzuführen, das einem Führer gestattet, Preise für solche besondere Leistungen zu erringen, die nicht unter den festen Preisausschreibungen stehen. In gewissen Grenzen wird dem ja schon dadurch Rechnung getragen, daß erhebliche Mittel zur Verfügung des Preisgerichts stehen, aber eine Verbesserung erscheint doch noch möglich. Durch Hinweise sind die Gruppen und Flieger auf das aufwerksam zu machen, was durch Punkte besonders bewertet wird. Es kommen u. a. für die Preiszuerkennung in Frage: besondere Leistungen auf Ein- und Doppelsitzern in Entfernungsflügen, Zielflügen, Höhenflügen, Steiggeschwindigkeit, Höhenunterschied zwischen Abflug- und Landestelle, Geschwindigkeitsunterschiede ein- und desselben Flugzeuges, selbständiger Abflug ohne fremde Hilfe; daß im übrigen ein Flugzeug, das bei solchen Flügen möglichst häufig und lange fliegt, noch besondere Bewertung verdient, ist selbstverständlich. Dann wären aber auch Preise in Betracht zu ziehen für Flugzeuge, die in der Konstruktion besondere Fortschritte zeigen, ferner solche, die werkstattechnisch am besten ausgebildet sind, weiter solche, die sich leicht auf- und abbauen lassen, dann für möglichst gute Transporteinrichtungen. Auch Anerkennungen von Gruppen, die besonders wertvolle Leistungen aufzuweisen haben, kommen in Frage. Erwünscht wären wohl auch Preise für Meßinstrumente, die für den Segelflug besondere Bedeutung haben.

Die Trennung in einen Vor- und Wettbewerb kann m. E. fallen gelassen werden, aber durch die Gestaltung der Preisausschreibungen ist Sorge zu tragen, daß auch Neulinge Preise erringen können.

Bei der Aufnahme der Flugzeuge in das Lager der Wasserkuppe wurde auch dieses Jahr mit weitgehender Milde verfahren. Obwohl nur die wenigsten von einem W. G. L.-Prüfer abgenommen waren, wurden doch alle erschienenen Flugzeuge in die Halle und Zelte aufgenommen, und so bürdete sich der Technische Ausschuß eine große Arbeitslast auf. Im nächsten Jahre ist eine größere Strenge unbedingt angezeigt. Vor allem muß auch verlangt werden, daß jeder Apparat vor der Stoffbespannung von einem Fachmann geprüft und für einwandsfrei befunden wird. Ist dies nicht der Fall bzw. sieht der Technische Ausschuß nicht selbst die innere Konstruktion des Flugzeugs, so kann von ihm unmöglich eine Verantwortung übernommen werden, da keine Gewähr besteht, daß die Ausführung der Zeichnung gemäß erfolgt ist und die Einzelheiten befriedigend durchgebildet sind. In diesem Jahr hat der Technische Ausschuß bei einzelnen Flugzeugen, die aus anderen Gründen zur Vorsicht mahnten, die Bespannung aufschneiden lassen und manchmal eine nicht einwandsfreie Ausführung festgestellt. Aber derartige Nachprüfungen gehören im allgemeinen nicht auf die Wasserkuppe.

Im diesjährigen Wettbewerb gab es gegenüber dem vorjährigen viel Bruch, der aber vor allem darin begründet lag, daß bei einer Reihe von Flugzeugen, die ausreichende Festigkeit aufwiesen, Neuerungen in aerodynamischer und konstruktiver Hinsicht verwendet waren, und diese Apparate erst erprobt werden mußten. Unter ihnen boten Verschiedene mancherlei Interessantes und Lehrreiches, so vor allem die »Charlotte« der Akad. Fliegergruppe der Techn. Hochschule Berlin, deren Bruch vom Studienstandpunkte aus aufs allerlebhafteste zu bedauern ist, dann auch der »Spatz« der Akad. Fliegergruppe Hannover und der »Falke« der Akad. Fliegergruppe Dresden. Letztere zwei Flugzeuge und noch mehrere andere wurden kurz nach dem Abflug durch ungünstigen, durch die Bodenverhältnisse bedingten Wind zu Boden gezogen und zertrümmert. So manche schwere Brüche, von denen leider einer den Tod des Führers herbeiführte, zeigten aufs neue die Notwendigkeit der schon im vorigen Jahre geforderten umfangreichen Windmessungen im Kuppengelände. Sie sind mit verhältnismäßig einfachen Mitteln durchzuführen und werden sehr wertvoll für die Förderung des Segelflugs sein. Einen kleinen Anfang hat die Fliegergruppe an der Technischen Hochschule Darmstadt nach Schluß des Wettbewerbs gemacht, indem sie an einzelnen besonders beachtenswerten Stellen der Wasserkuppe durch Abbrennen von feuchtem Holz starke Rauchwolken erzeugte und diese beobachtete. Hierbei wurde festgestellt, von welch erheblichem Einfluß geringe Unregelmäßigkeiten im Gelände sind. Daß derartige Versuche nur einen Notbehelf qualitativer Natur darstellen, und daß in größerem Rahmen die Verwendung von geeigneten Meßinstrumenten notwendig, ist selbstverständlich. Daß erfahrene Flieger gegenüber dem vorigen Jahre bezüglich der Windverhältnisse schon mancherlei gelernt haben, zeigten neben den Überlandflügen »Botsch« und »Martens« auch andere Segelflüge, z. B. der »Spieß«sche Flug nach der »Spießecke«, wobei ihm ein ausgesprochenes Segeln an Stellen gelang, wo dies bis jetzt noch nicht ausgeführt worden. — Wie wenig die Windverhältnisse erkannt sind, beweist übrigens der Umstand, daß die auch in diesem Jahre von den Fliegern öfters beobachtete Erscheinung, daß beim Fliegen gegen den Wind das Flugzeug eine Neigung zum Steigen, dagegen beim Fliegen mit dem Winde zum Fallen hat, noch keine einwandsfreie Erklärung gefunden; da dies bei gleichmäßigem Winde nicht möglich wäre, sind wohl ziemlich gleichartige Unregelmäßigkeiten des Windes, die aber nicht dem Sinusgesetz folgen, die Ursache.

Noch mehr, wie der vorjährige, zeigte der diesjährige Wettbewerb, wie sehr das Gelingen der Segelflüge vom Führer selbst abhängt, von seiner Vertrautheit mit den Eigentümlichkeiten der Luft, seiner Fähigkeit, die Sachlage rasch zu übersehen und die günstigen Windverhältnisse auszunutzen. Zum ersten Male traten dieses Jahr auch zwei Nicht-Motorflugzeugführer hervor, von denen Nowack gute Leistungen aufzuweisen hatte.

Es ist nicht die Aufgabe dieses Berichts, auf die interessanten Einzelheiten der wichtigsten Flugzeuge einzugehen, aber einige Bemerkungen über den von Botsch geführten »Konsul« und den Martensschen »Strolch« seien angefügt. Sie waren beide vollbewußt für den Streckenflug gebaut, und zwar beide für nicht zu starken Wind. Beide haben einen geschickt ausgebildeten Rumpf mit geringem Luftwiderstand und Flügel von schmaler Seglerform, wobei allerdings die Spannweite des »Konsuls« von fast 19 m noch erheblich größer ist, als diejenige des »Strolchs«. Letzterer ist eine vorzügliche Vervollkommnung des »Vampyr«, in Einzelheiten hervorragend durchgeführt, und zeichnet sich vor allem durch eine auffallend leichte Zerlegbarkeit aus; dadurch war es Martens möglich, die Zeit glänzend auszunutzen und in einem Tage in verhältnismäßig kurzer Zeitspanne mehrere Überlandflüge auszuführen. Der »Konsul« ist auf Grund klarer und eingehender Überlegungen mit größter Sorgfalt von den Studierenden Botsch, Hoppe und Spieß entworfen und von der Firma »Bahnbedarf« in vorzüglicher Ausführung erbaut. Die Flächenbelastung beträgt 12 kg/m², die Spannweite 18 m, die Tiefe des Flügels 1,20, also war das Seitenverhältnis 1 : 15. Das Gewicht ist schwerer geworden, wie es ursprünglich vorgesehen war; es erscheint aber zweifelsfrei, daß bei einer Neuausführung das Leergewicht des Flugzeugs 140 kg nicht überschreiten wird.

Die Spannweite wurde so groß gewählt, weil anzunehmen war, daß damit die Ausnutzung der thermischen Aufwinde und der Windschwankungen, die die Grundlage des dynamischen Segelns bilden, besser möglich sei. Mit der größeren Spannweite nimmt man naturgemäß den Nachteil größerer Trägheitsmomente und damit einer an und für sich geringeren Wendigkeit mit in Kauf. Um diesen zu verringern, wurden die äußeren Flügelteile möglichst schwach gehalten; der mittlere Teil von 9 m Länge ist sehr fest, in den beiden äußeren Teilen von je 5 m Länge laufen die Holme in kleine Höhe aus und geben recht große Deformationsfähigkeit. Es wurden Ausschläge der Flügelspitzen von etwa 50 cm beobachtet. Diese große Formänderungsfähigkeit, die übrigens beim »Strolch« noch größer ist, bedeutet einen gewissen Mangel des Flugzeugs: der Form der Flügel nach ist es für große Windstärken geeignet, — genau so wie bei den Vögeln der Meeressegler mit seinen schmalen Flügeln für kräftigen, der Landsegler dagegen für schwächeren Wind gebaut ist, — aber anderseits ist mit den deformierbaren Flügeln ein Flug bei starkem, böigem Winde sehr gewagt. So liegt die Frage nahe, ob es richtig ist, so weitgespannte Maschinen zu bauen. Die glänzenden Flüge des »Konsuls« zeigen zur Genüge die erheblichen Vorteile, die die große Spannweite aufweist. Aber die gleichen Leistungen können sicher auch mit einem kleinen Flugzeug erzielt werden, sofern dieses andere Anordnungen besitzt, die die große Spannweite ausgleichen. In Darmstadt wird zurzeit ein solcher Apparat gebaut, der neue Grundgedanken aufweist und sich durch seine eigenartige Gestalt auszeichnet. Mit der Spannweite des »Konsuls« dürfte man wohl an der Grenze für gute Segelflugzeuge angelangt sein.

Auffallend waren die engen Kurven, die mit dem »Konsul« beschrieben werden konnten, und die besonders bei einem Zielflug Botschs von der Kuppe »heim ins Lager« beobachtet wurden. Sie beweisen, daß die Steueranordnungen gut gewählt sind und dadurch die zunächst geringere Wendigkeit des Apparates doch überwunden wurde. Es zeigt dies, daß bezüglich der Steuerflächen die Darmstädter Gruppe durch die vorjährigen Flüge der »Edith« und des »Geheimrat« viel gelernt hat; das bewies auch die »Edith« selbst, die durch Änderung der Steuerorgane eine hervorragende Maschine geworden ist. Daß übrigens der »Konsul« beim Beschreiben von engen Kurven nicht unerheblich an Höhe verlor, möge nicht unerwähnt bleiben. Beachtenswert am Konsul ist die Kupplung von Quer- und Seitenruder: wenn etwa Verwindung gegeben ist für die Schräglage nach links unten, und der Führer gibt Seitensteuer für die

Digitized by Google

Linkskurve, so gehen beide Verwindungsklappen nach oben, das linke, hochgezogene Ruder noch höher über den Flügel, die rechte, gedrückte, dagegen mehr in die Flügelfläche; dadurch fällt die störende Hemmung des rechten Querruders fort, und es tritt eine kräftige Wirkung in der beabsichtigten Weise ein. In dieser Beziehung hat sich die Verbindung der beiden Steuerarten gut bewährt, in anderer Beziehung aber war sie nicht ganz befriedigend, da in gewissen Fällen die Steuerung zu schwer ging.

Das gewählte Profil ist das Ergebnis von eingehenden theoretischen Erwägungen und Berechnungen. Man suchte, um die gestellten Aufgaben lösen zu können, ein Profil mit möglichst großem, brauchbarem Anstellwinkelbereich und kleinem Profilwiderstand. Hierfür war das Göttinger Profil Nummer 430 günstig; da dieses aber nur eine geringe Höhe aufwies, nur $^1/_9$ seiner Länge, war es aus Konstruktionsrücksichten des Holmes nicht geeignet. Da ein unmittelbar brauchbres Profil nicht bekannt war, wurde die Aufgabe gestellt, ein Profil zu konstruieren, das einen Anstellwinkelbereich, wie etwa 430 aufweist, aber eine größere Höhe und keine erhebliche Verschlechterung des Profilwiderstandes darbietet. Die Durchführung der Aufgabe hatte Botsch übernommen. Auf Grund des Vergleichs einer großen Anzahl von Profilen kam er zu der Überzeugung,

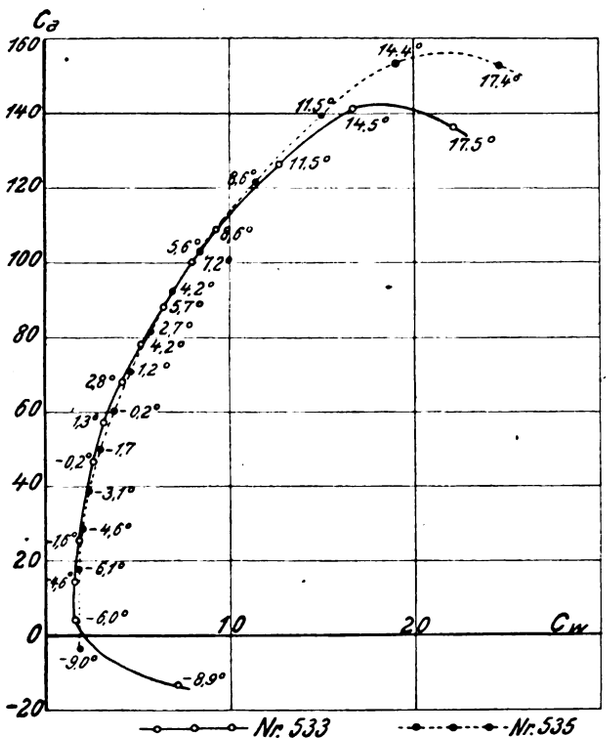


Abb. 1.

daß gerade der günstige Anstellwinkelbereich erheblich von der Nase abhängt, war sich aber klar, daß hiervon auch der Profilwiderstand beeinflußt wird. Er kam auf eine Form, deren Nase mit derjenigen von 430 übereinstimmt, deren größte Höhe weiter nach hinten verschoben und 1,27 mal so groß wie die von 430 war, und dessen Skelett nicht nach einem Kreisbogen, sondern nach demjenigen von Profil 426 gekrümmt ist. Von dem neuen Profil erwartete man auch eine bessere Druckpunktswanderung, als bei 430. Die Versuche, die an einem Modell im Göttinger Luftkanal ausgeführt wurden, bestätigten dieses und ergaben, daß die oben aufgestellten Forderungen erfüllt waren. Für den Bau hat man aber nach erneuten Erwagungen von diesem Profil abgesehen und ein von Messerschmitt angegebenes Profil benutzt, das eine günstigere Holmausbildung gestattet. Die Polardiagramme beider Profile sind in der Abb. 1 dargestellt.

Der »Konsul« hat im wesentlichen die Eigenschaften gezeigt, die von ihm erwartet wurden, nur die Geschwindigkeit, etwa 14 m/s, war größer, wie angenommen. Nach Beobachtungen scheinen hierzu die Querruder wesentlich beizutragen: die Ruder liegen im ruhigen Zustande in der Flügelfläche, im Fluge heben sie sich etwas, weil die Kabel nachgeben; da nun die Ruder je 5 m Länge aufweisen, bedeutet ihre Hebung nach oben für den ganze Flügel eine Verkleinerung des Anstellwinkels. Die Anordnung wurde nachträglich geändert, so daß die Klappen im Ruhezustand nach unten hangen, und es ergaben sich bessere Verhältnisse.

Es scheint übrigens, daß mit Rücksicht auf die Deformationsfähigkeit der Holme ein anderes Profil, das für positive Winkel einen nicht so weitgehenden Bereich der wachsenden C_a-Werte hat, günstiger ist, weil dann Böen weniger ungünstig auf die Flügel einwirken.

Bei den Flügen des »Konsuls« fiel seine außergewöhnlich kleine Sinkgeschwindigkeit auf. Nach genauer Berechnung, die die verschiedensten Umstände, nicht nur die Einwirkung der Flügel, berücksichtigt, beträgt sie im Kleinstwert nur 0,62 m/s. Die Gleitzahl ist etwas kleiner wie $^1/_{18}$. Beide Werte waren in Wirklichkeit etwas ungünstiger, da sie eine kleinere Geschwindigkeit wie 14 m/s voraussetzten. Daß die Sinkgeschwindigkeit aber tatsächlich noch sehr gering war, zeigten die verschiedenen Überlandflüge Botschs, die allerdings nur ein ausgezeichneter Führer fertigbringen konnte. Die Steigfähigkeit war auch sehr gut und, den Flügen nach zu urteilen, derjenigen des Strolchs überlegen.

Beide Führer haben gezeigt, daß sie in hohem Maße verstanden, günstige Windverhältnisse auszunutzen. Daß hierbei hauptsächlich der Hangwind verwertet wurde, unterliegt keinem Zweifel. Anderseits kamen aber auch thermische Einflüsse den Führern zu statten: sie beobachteten öfters ein Heben des Flugzeuges, ohne daß nach entsprechender Zeit durch äußere Einflüsse ein Sinken eingeleitet wurde, und das dürfte auf thermische Aufwinde zurückzuführen sein. Daß diese gerade für die Segelflüge von der allergrößten Bedeutung sind, wurde schon von verschiedenen Seiten sehr betont. Aber auch Böen wurden von den Führern manchmal bewußt ausgenutzt, wenigstens erzählt Botsch, wie er bei ankommender Böe Höhensteuer gegeben und dann bei abflauender Tiefensteuer, um Geschwindigkeit zu gewinnen. Also hier liegt ein vorübergehendes dynamisches Segeln vor. Ob ein längeres dynamisches Segeln möglich ist, erscheint durchaus zweifelhaft. Daß die Windschwankungen die hierzu nötige Energie darbieten, ist bekannt; aber die Flugzeuge müssen anderseits auch so gebaut sein, daß sie diese Energie voll ausnutzen können! Darin liegt die Schwierigkeit. Nach den Beobachtungen von den verschiedensten Landseglern und von Seeseglern, gelegentlich des ostpreußischen Küstensegelflugs, glaube ich nicht an den reinen dynamischen Segelflug der Vögel und bin überzeugt, daß neben dem natürlichen Hangwind im weiteren Sinn vor allem thermische Winde von den Vögeln ausgenutzt werden. Nach Beobachtungen von K. Wegener kann auch der Albatros auf freier See nur segeln bei einer Dünung von einigen Metern Höhe; aber dann liegt doch kein rein dynamischer Flug mehr vor. Wenn schon von den Vögeln, die durch die weitgehende Veränderlichkeit ihrer Flügel zum dynamischen Fluge viel besser befähigt sind, dieser so wenig oder gar nicht ausgeführt wird, dann dürfen wir ihn für unsere Segelflugzeuge wohl kaum in großem Umfang erwarten. Durch diese Bemerkungen soll aber keineswegs die Unmöglichkeit ausgedehnter Streckenflüge ausgesprochen werden; mit solchen dürfen wir bestimmt rechnen, wobei aber dann die thermischen Einflüsse eine viel größere Rolle spielen werden. Schon mit unseren jetzigen Flugzeugen können bei geschickter Ausnutzung der Boden-, Wind- und Wolkenverhältnisse viel größere Erfolge gezeitigt werden, und ich bin überzeugt, daß dies von Botsch und Martens noch in diesem Jahre mit ihren Flugzeugen erreicht würde, wenn die Jahreszeit nicht schon zu weit vorgeschritten wäre.

Die weitere Entwicklung der Segelflugzeuge wird voraussichtlich gegenüber diesen Flugzeugen ganz erhebliche Änderungen bringen. Um größere Leistungen zu erzielen, brauchen wir Flugzeuge, die in höherem Maße thermische Wirkungen und Windschwankungen ausnutzen können, und das werden solche Flugzeuge sein, die wesentlich mehr veränderlich sind, als dies bis jetzt der Fall ist. Daß hierbei die Elastizität einzelner Teile eine Rolle spielt, ist anzunehmen. Im übrigen wird wohl auf die Verwendung der Flügelspitzen für Steuerungsbetätigung erhöhter Wert zu legen sein. Gerade von diesem Standpunkte aus stellten die »Charlotte« und der »Spatz« interessante Apparate dar; ersterer zeigte tatsächlich die Lösung der von der Berliner Gruppe aufgestellten Aufgabe. Der »Spatz« war zu leicht gebaut und wurde ein Spiel des Windes. Auf Grund der seitherigen Erfahrungen und der jetzigen Kenntnisse ist es offenbar schon möglich, Apparate von kleiner Spannweite mit Flügelveränderlichkeit zu bauen, die ganz erheblich größere Leistungen, besonders im Streckenflug, aufweisen werden. Das neue Darmstädter Flugzeug, das leider zu dem diesjährigen Wettbewerb nicht fertiggestellt werden konnte, versucht, in dieser Beziehung mancherlei Neues zu bringen, und auch von dem neuen Flugzeug der Akad. Fliegergruppe Hannover dürfen wir wohl manches Interessantes erwarten. — Ausführungen darüber, inwieweit die verflossene Flugveranstaltung weitere wissenschaftliche Anregung

Digitized by Google

bzw. Förderung gebracht, bleiben einer besonderen Arbeit vorbehalten.

Die Frage, ob gewöhnliche Höhensteuerung oder Flügelsteuerung für den Segelflug die bessere ist, wurde auch in diesem Jahre nicht beantwortet. Der »Geheimrat« machte wohl manche recht schöne Flüge; bot aber keine Überraschungen. Vielleicht gibt ein neues nach diesem Muster von »Bahnbedarf« für die Gruppe Pforzheim gebautes Flugzeug Aufklärung über diese Frage. Dann zeigt sich wohl auch, inwieweit die Verbindung der Flügelsteuerung mit einer verstellbaren Höhenflosse Vorteile darbietet.

Die verschiedenen schweren Abstürze lassen die Frage aufkommen, ob bezüglich der Festigkeitsgrundlagen für Segelflugzeuge Verschärfungen eintreten müssen; jedoch erscheinen mir solche nicht am Platze: eine 5- bis 6fache Sicherheit in allen Teilen ist ausreichend. Aber viel mehr Aufmerksamkeit muß den möglichen Schwingungen einzelner Teile gegeneinander gewidmet werden. Der letzte Flug des schönen Flugzeugs »Der Dessauer« zeigte zur Genüge, welche starken Schwingungen auftreten können; ohne diese wäre wohl kaum ein so schwerer Bruch entstanden.

Naheliegend ist die Frage: ist auf Grund des diesjährigen Wettbewerbs die Forderung auf Wiederholung der Rhönflüge aufzustellen? Diese ist unbedingt zu bejahen: Die Rhön bietet durch die Mannigfaltigkeit ihres Geländes und ihrer Beschaffenheit besonders günstige Grundlagen, den Segelflug zu studieren und damit zu fördern. Sie stellt den Führern reizvolle, schwierige Aufgaben und zwingt sie in viel höherem Maße zur Beobachtung der verschiedenartigen Aufwinde und Windschwankungen, wie ein an und für sich besser geeignetes Gelände, das günstigere Auftriebsverhältnisse bietet. Aber wirklicher Fortschritt im Segelflug und nicht die Schaffung nach außen hin glänzender Dauerrekorde u. dgl. ist unser Ziel! Und darum muß der Rhön-Wettbewerb mit allen Mitteln weiter ausgebaut werden, immer unter Benutzung der vorher gemachten Erfahrungen.

Seilstart motorloser Flugzeuge und Fesselflug.

Von E. Offermann.

Der heute übliche Seilstart motorloser Flugzeuge genügt im großen Ganzen den Bedingungen: rasch und sicher vom Boden loszukommen und in einer Höhe von 3 bis 5 m das Flugzeug automatisch von der Fesselung zu lösen. Bekanntlich findet hierzu meistens ein starkes Gummiseil Verwendung, welches in zwei rd. 15 m langen Strängen nach vorn zur Startmannschaft läuft und an seinem Ende mit einem Stahlring in einen Finger oder Haken eingelegt wird, der am Flugzeug befestigt ist. Die Anwendung dieser an sich guten Methode läßt immer noch zu wünschen übrig, wie auch der diesjährige Rhön-Segelflug-Wettbewerb zeigte, da sie nur anscheinend einfach ist, in Wirklichkeit aber mehrere Einzelvoraussetzungen erfüllen muß, um einwandfrei zu arbeiten. Es sei deshalb im nachfolgenden auf diese Voraussetzungen näher eingegangen.

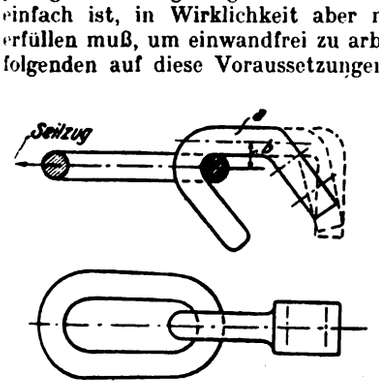


Abb. 1.

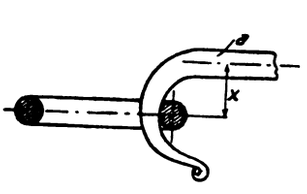


Abb. 2.

1. In Abb. 1 und 2 ist ein je Starthaken wiedergegeben, wie er sein soll bzw. wie er nicht sein soll. Es ist darauf zu achten, daß ein möglichst geringes Biegungsmoment im Haken auftritt, was dadurch erreicht wird, daß der Durchmesser der Biegung im Scheitel des Hakens nicht größer ist, wie die Stärke des Ringes, der eingelegt wird.

Die gestreckte Ausführung der Schenkel des Hakens sichert die Lagerung des Ringes im Scheitel, wo infolge des geringen Abstandes der Zugkraft von der neutralen Faser des Schenkels *a* ein geringes Biegungsmoment auftritt. Infolgedessen kann ein solcher Haken im Gewicht leicht ausgeführt werden, ohne daß befürchtet werden muß, daß er sich von selbst aufbiegt, was zu Verletzungen der Startmannschaft führen kann. Auch geht das Abfallen des Seiles durch die genaue Festlegung des Hakenwinkels korrekt und zum gleichen Zeitpunkt vor sich. Die in Abb. 2 wiedergegebene fehlerhafte Ausführung bedarf hiernach keiner weiteren Erläuterung. Ring und Haken sollten aufeinander gearbeitet sein und sind als lebenswichtiger Bestandteil des Flugzeuges zu betrachten. Die technische Abnahme der Flugzeuge sollte auf diese Vorrichtung ausgedehnt werden.

2. Das Seil läuft, wie gesagt, vom Befestigungspunkt am Flugzeug in zwei Strängen von rd. 15 m Länge nach vorn zur Startmannschaft. Das Flugzeug ist genau in die Windrichtung einzu-

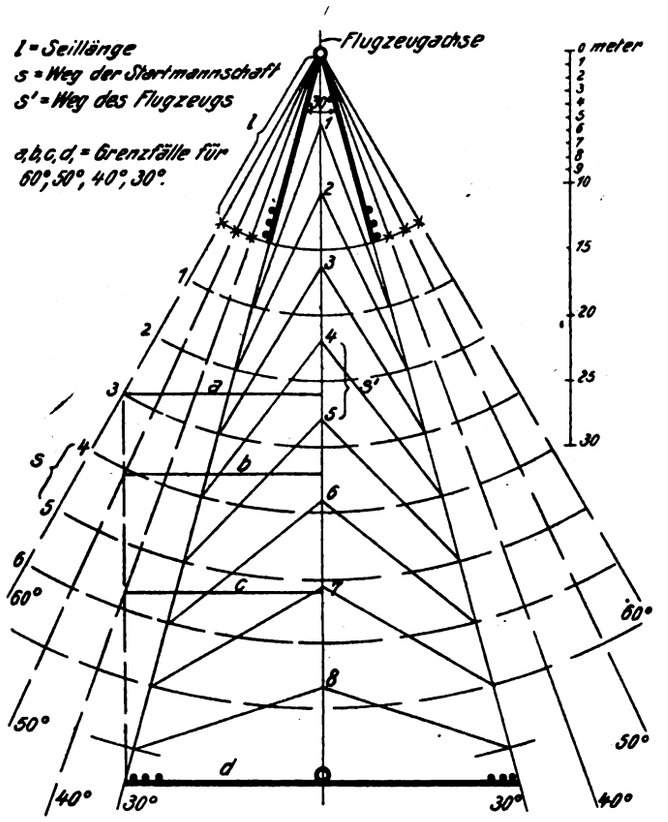


Abb. 3.

stellen, und für die Laufrichtung der Startmannschaft sind Richtungspunkte anzugeben, die in der Verlängerung der Seile liegen, wobei diese einen schwachen Winkel zueinander bilden, welcher symmetrisch zur Flugzeugachse liegen muß. Nachdem man bisher die Richtungspunkte für die Startmannschaft so gelegt hat, daß die Startmannschaft in der Achse des Flugzeuges laufen mußte, d. h. parallel zueinander, dürfte nachstehende Überlegung dazu führen, die Richtungspunkte, wie gesagt, in die Schenkelrichtung des Winkels zu legen, welchen das Seil natürlicherweise einnimmt und dessen vorteilhafte Größe noch zu bestimmen ist. Wie aus Abb. 3 ersichtlich, entfernen sich die beiden Gruppen der Startmannschaft in diesem Falle voneinander, und es ist graphisch leicht festzustellen, daß hierdurch der Weg, den das Flugzeug zurücklegt, größer ist als der Weg, den die Startmannschaft zurücklegt. Der Grenzfall, bei dem der Start vollzogen sein soll, wäre der, wo der Winkel, den die Stränge des Startseiles zueinander bilden und der von Punkt zu Punkt größer wird, 180° beträgt. Die Graphik ist für die Winkel von 60°, 50°, 40° und 30° durchgeführt, wobei die Seillänge für jeden Strang mit 15 m angenommen wurde. Es ergeben sich die Verhältnisse, wie sie in Abb. 4 wiedergegeben sind. Diese zeigt den gradlinigen Verlauf des Weges der Startmannschaft und darüber gelagert den hyperbolischen Verlauf des Weges des Flugzeuges für die genannten Winkel. Es ergibt sich daraus, daß bei einem Winkel von 30° der Grenzwert, wo das Startseil gestreckt ist, bei etwa 40 m Laufweg der Startmannschaft eintritt. Außerdem ist in Abb. 4 der Verlauf der Geschwindigkeiten aufgezeichnet, wobei die der Startmannschaft gleichförmig mit 4 m/s angenommen wurde und die Geschwindigkeit des Flugzeuges wiederum für die genannten Seilwinkel festgestellt wurde. Letztere verläuft ebenfalls hyperbolisch und wird in dem erwähnten Grenzwerte theoretisch unendlich. Es wird also vorteilhaft sein, sich dem Grenzwert nach

Digitized by Google

Möglichkeit zu nähern, d. h. gegebenenfalls über einen Winkel von 30° zu gehen.

Die praktische Anwendung sei wie folgt vorgeschlagen (Abb. 5): Bei einer Länge der Seilstränge von je 15 m entspricht ein Seilwinkel von 30° einem Abstand der Startmannschaft von etwa 8 m voneinander, d. h. von der verlängerten Flugzeugachse nach jeder

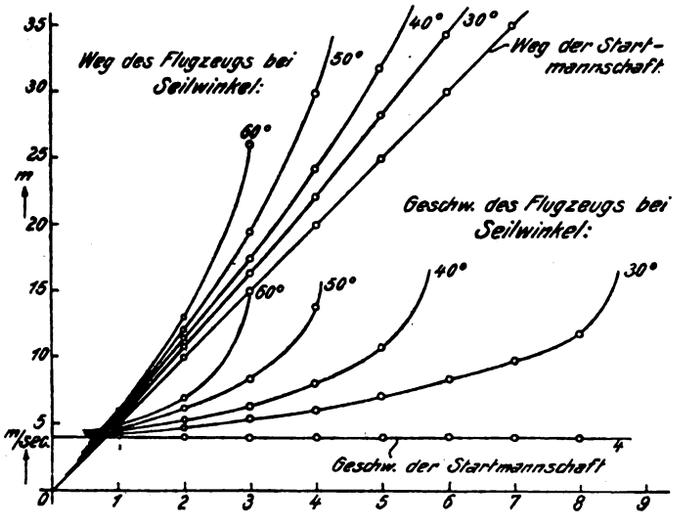


Abb. 4.

Seite 4 m. In 56 m Abstand vom Flugzeug (Grenzwert) sind die Richtungspunkte für die Startmannschaft von der verlängerten Achse des Flugzeuges aus nach beiden Seiten 15 m entfernt abzustecken und vorteilhaft durch Fähnchen zu markieren. Es sei erwähnt, daß der Weggewinn des Flugzeuges gegenüber der Startmannschaft beim Grenzwert, der oben definiert wurde, rd. 30 vH beträgt. Will

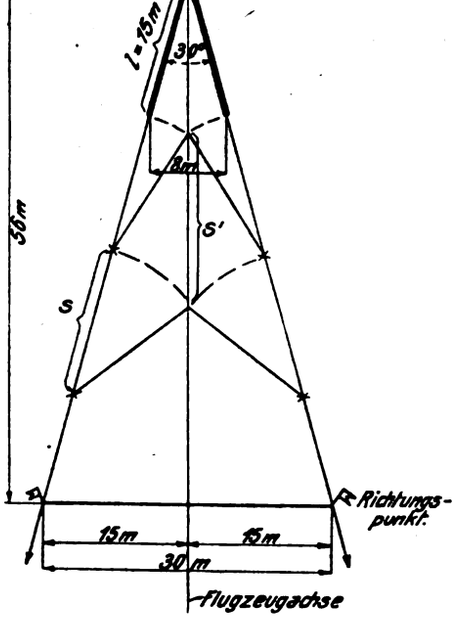


Abb. 5.

man sich die Vorteile größerer Seilwinkel zunutze machen, so ist das mit größeren Seillängen möglich, wie aus den Abbildungen ersichtlich. Schließlich kommt man auf dem Wege über diese Überlegung zum Katapultstart, der bei größeren Längen des Gummiseiles die Anwendung eines großen Seilwinkels ermöglicht. Er macht eine Startmannschaft unter Umständen entbehrlich, wenn man das ausgezogene Gummiseil an den Enden verankert. Die Spannung des Gummis wäre so zu wählen, daß er nahe dem Grenzwert alle Arbeit abgegeben hat. Eine solche Anordnung wäre der Wirkung einer Bogensehne vergleichbar. Versuche in dieser Richtung sollen hiermit angeregt sein, doch sei dafür zwangsläufige Auslösung des Seiles empfohlen, auf die wir später zurückkommen.

3. Die Beachtung der vorstehenden Punkte allein genügt nicht, um einen einwandfreien Start zu sichern. Hauptsache bleibt die Disziplin der Startmannschaft. Diese muß sich dem Kommando des Flugzeugführers unbedingt unterordnen, und nur durch systematisches Üben kann ein einwandfreies Zusammenarbeiten erzielt werden. Es ist zu hoffen, daß bei methodischer Anweisung der Startmannschaft im Sinne der vorstehenden Ausführungen die Abhängigkeit von der Disziplin weniger fühlbar wird und weniger Fehlstarts zu beklagen sind.

4. Eine besondere Rolle für das Gelingen des Starts spielt die Wahl der Stelle, an der der Starthaken am Flugzeug angebracht wird. Fehler in dieser Hinsicht haben schon häufig zu Bruch geführt. Besondere Beachtung aber verlangt dieser Punkt neuerdings im Hinblick auf den Fesselflug um seiner selbst willen (Beobachtungszwecken) oder als Mittel zum Zweck (Segelflug über Wasser, Ebene, Forschung usw.). In jedem Fall unterscheidet er sich vom Seilstart dadurch, daß er das Flugzeug in größere Höhen bringen soll. Hierbei treten dann Fehler in der Seilbefestigung besonders kraß zutage, weshalb wir im folgenden näher auf die speziellen Bedingungen der Seilbefestigung für den Fesselflug eingehen wollen.

Wir haben uns dazu zu vergegenwärtigen, daß dem durch Ruderlegen gesteuerten Flugzeug während des Seilzugs völlige Bewegungsfreiheit gelassen werden muß, d. h. der Flugzeugführer muß in der Lage sein, jeden gewünschten Anstellwinkel herzustellen. Es steht diese Forderung in Gegensatz zu dem üblichen Drachen, dessen Anstellwinkel zum Winde konstruktiv durch den Aufhängepunkt des Seiles und die Seilrichtung festgelegt ist. — Bereits Lilienthal hat diese Forderung erkannt, als er bei seinen Versuchen vom Drachen zum Fesselflugzeug überging (Lilienthal, »Der Vogelflug«, S. 135). Er befestigte seinen vogelähnlichen Apparat an zwei Schnüren, je eine am Kopf und Schwanz, wodurch er von der Erde aus den Tragflächen jeden gewünschten Anstellwinkel geben konnte, und zwar ersichtlich mit Bezug auf die Erde, nicht aber auf die Strömungsrichtung des Windes. Das bedeutete Instabilität gegen Änderungen des Windes, weshalb Lilienthal nur ein einzigesmal ein Gleitflug mit diesem Apparat gelang. — In unserem Falle hat der Führer zwecks Änderung des Anstellwinkels zur Strömungsrichtung des Windes quasi die Schnüre von Lilienthal zu ersetzen und muß in der Lage sein, unbehindert durch den Seilzug die Stabilität seines Flugzeuges mit Bezug auf die Strömungsrichtung durch entsprechende Ruderlegung zu erhalten. Hierzu ist Vorbedingung die Befestigung des Seiles an der richtigen Stelle, die wir feststellen wollen, wobei wir im Hinblick auf den Zweck grobe Theorien anwenden können.

Betrachten wir den Beginn des Starts, wo der Seilzug horizontal wirkt: damit keine störenden Momente auftreten, muß der Seilzug durch das Widerstandsmittel gehen. Greift er oberhalb bzw. unterhalb des Widerstandsmittels an, so ruft er Kopflastigkeit bzw. Schwanzlastigkeit hervor. Kurz nach dem Abheben des Flugzeuges beginnt der Seilzug mit der Horizontalen einen Winkel zu bilden, der mit steigendem Flugzeug größer wird. Unterstützt wird dieser Vorgang durch das Eigengewicht des Seiles, welches mit steigendem Flugzeug wächst und ein wachsendes Durchhängen des Seiles im Gefolge hat. Wir nähern uns bald dem Augenblick, wo der Seilzug, der in Richtung der Tangente an den Durchhängebogen im Befestigungspunkt wirkt, vertikal angreift. In diesem Grenzfall ist leicht ersichtlich, daß der Seilzug durch das Auftriebsmittel gehen muß, wenn er nicht Momente hervorrufen soll, welche die Längssteuerfähigkeit des Flugzeuges behindern. Selbstverständlich werden diese Momente auch bei allen Seilwinkeln zwischen dem besprochenen horizontalen und vertikalen Fall auftreten. Sie können wechselnd Kopflast oder Schwanzlast erzeugen. Ist das Flugzeug nach dem Start durch den Seilzug kopflastig, so kann bei entsprechendem Höhenruderausschlag Gleichgewicht herrschen. Die geringste Änderung jedoch in der Zugkraft, z. B. Schlaffwerden des Seiles, wird zur Folge haben, daß das Flugzeug plötzlich aufbäumt, da der Führer im Augenblick die Ruderlage beibehält, die er vorher notwendig hatte, um das auftretende Moment auszugleichen. Allgemein ist erkennbar, daß unter solchen Verhältnissen jede Änderung des Seilzuges eine Gleichgewichtsstörung des Flugzeuges mit sich bringt. Es ist das besonders bei Anwendung von nicht elastischen Seilen der Fall.

Wir erhalten also den Aufhängepunkt für das Seil im Schnittpunkt A des Widerstandsmittels mit dem Auftriebsmittel. Beide liegen praktisch nur jeweilig fest. Die aerodynamische Wanderung des Widerstandsmittels ist so gering, daß sie vernachlässigt werden kann. Jedoch ist der Widerstand der Bodenreibung zu beachten, der im Augenblick des Startbeginnes, d. h. der größten Beschleunigung, am fühlbarsten ist. Man wird deshalb mit dem Befestigungspunkt etwas unter dem aerodynamischen Widerstandsmittel bleiben.

Digitized by Google

Das hierdurch beim Fluge auftretende kleine Moment nimmt mit wachsender Flughöhe ab. Der Wanderung des Auftriebsmittels kann dadurch Rechnung getragen werden, daß man den Befestigungspunkt so weit nach vorn rückt, wie der äußersten Lage des Druckmittels bzw. Auftriebsmittels entspricht. Wir erhalten dann zeitweise geringe Momente, für die wichtigsten Seilwinkel geringe Kopflastigkeit, was in jedem Fall besser wie Schwanzlastigkeit ist. Schließlich ist noch auf die Richtungsstabilität beim Start zu achten, für welche die Lage des Befestigungspunktes des Seiles zum Berührungspunkt der Kufe auf dem Erdboden maßgebend ist. Es dürfte keine Schwierigkeit bereiten, die Forderungen der Richtungsstabilität mit dem Vorbehandelten in Einklang zu bringen.

Bei Eindeckern, die hauptsächlich in Frage kommen dürften, liegen die Verhältnisse einfach. Zum näheren Verständnis sind in der Abb. 6 neben der neuen Anordnung die bisher üblichen Be-

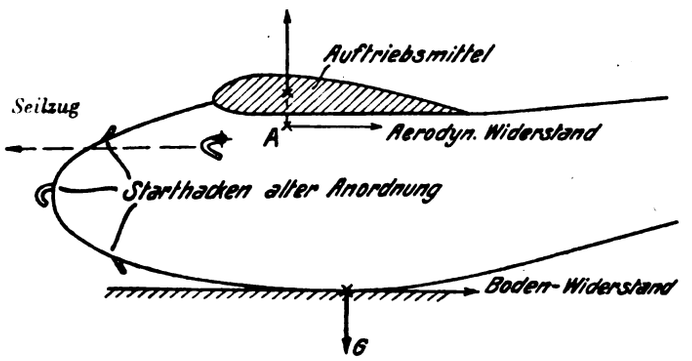


Abb. 6.

festigungspunkte für den Starthaken eingezeichnet. Für unseren Fall kommen zwei Haken, je einer an jeder Rumpfseite, zur Anwendung, welche an einer durch den Rumpf gehenden Achse befestigt sind. Es wird für den Fesselflug empfehlenswert sein, die automatische Auslösung des Seiles zu verlassen und die zwangsläufige anzuwenden, damit der Führer den Zeitpunkt der Loslösung des Flugzeuges von der Fesselverbindung in der Hand hat. Man wird hierfür die Verbindungsachse der Haken drehbar anordnen, so daß die Haken sich nach dem Seilwinkel einstellen können. Ein einfaches Gestänge zum Führersitz ermöglicht die Auslösung des Seiles ohne Gefahr des Versagens. Die Seilanordnung selbst wäre abweichend von der bisher üblichen so zu treffen, daß vom Scheitel des Gummiseiles aus ein gegabeltes Seil zu den beiden Starthaken seitlich des Rumpfes läuft.

Eine Bemerkung zum Rhön-Segelflugwettbewerb 1923.

Von M. Schrenk.

Ein ernsthafter Beobachter der diesjährigen Veranstaltung auf der Wasserkuppe hat sich oft darüber gewundert, daß eine so bedeutende Zahl guter Flugzeuge, z. T. in früheren Jahren schon bewährt, bei einem ihrer ersten Starte restlosen Bruch erlitten. Und man fühlte sich wohl versucht, an die Sportleitung den Antrag zu stellen, daß sie am Startplatz Schilder aufstellen möge mit der Aufschrift: »Bitte zu drücken!«

Denn die meisten dieser Unfälle waren zweifellos zurückzuführen auf die Erbsünde des Fliegers: das Überziehen.

Die Vorgänge beim Start am Hang sind viel verwickelter als beim Motorstart. In wenigen Sekunden wirken eine Reihe verschiedener Kräfte auf das Flugzeug. Wird ein Fehler gemacht, so liegt man sofort am Hang, von dem man erst wenige Meter entfernt ist.

Es soll hier versucht werden, die verschiedenen Kraftwirkungen zu kennzeichnen:

1. Das Gummiseil gibt eine Anfangsgeschwindigkeit, welche je nach Windstärke unter Umständen weit über der normalen Gleitgeschwindigkeit des Flugzeugs liegen kann.
2. Die vom Boden weg zunehmende Windstärke ergibt durch die Trägheit des Flugzeugs regelmäßig einen dynamischen Anfangsgewinn, der meist in dem bekannten »Sprung« beim Start zum Ausdruck kommt.
3. Meiner persönlichen Anschauung nach läßt vielfach der Wind wenige Meter von der Kante entfernt wieder langsam nach. Der Hang wirkt gewissermaßen wie eine einseitige Querschnittsverminderung im Luftstrom, hat also eine örtliche Geschwindigkeitsvermehrung zur Folge, welche sich aber in größerer Entfernung vom Hang wieder einigermaßen ausgleicht.
4. Vor dem Hang, besonders bei Steilkanten, bildet sich ein Staubereich mit großem Geschwindigkeitsabfall. Er tritt dann sehr störend in Erscheinung, wenn es dem Segelflieger nicht gelingt, in der Nähe des Hangs über Starthöhe zu bleiben.
5. Die Neigung der Strömung am Hang ist sehr unbestimmt. Sie kann oft so groß sein, daß das scheinbar ganz normal liegende Flugzeug in überzogenem Zustand schwebt, in dem es sich natürlich nur wenige Sekunden hält.
6. Schließlich wechselt die Windstärke gerade in Bodennähe besonders stark; eine gewisse Geschwindigkeitsreserve ist hier also, wo die Höhenreserve fehlt, besonders vonnöten.

Wenn man diese Faktoren in ihrer gleichzeitigen Wirkung auf das Flugzeug überdenkt, so gibt sich beim Start folgendes Bild:

Zuerst kann das Flugzeug unbedenklich gezogen werden, um den dynamischen Effekt auszunützen, sobald es mit Sicherheit (Fahrtmesser oder feines Gefühl) die normale Schwebegeschwindigkeit überschritten hat. Dieses Ziehen (für jeden Flieger ein Hochgefühl) darf aber nicht so lange fortgesetzt werden, bis die Zone der Windverstärkung voll durchflogen ist, sonst fehlt gewöhnlich wenige Sekunden nach Verlassen des Bodens jede Geschwindigkeitsreserve, und die kleinste Böe oder ein geringes Nachlassen des Windes genügt, um einen Unfall herbeizuführen. Hier liegt gerade die Hauptgefahr: Das glänzende Steigen seines Vogels verleitet den Unerfahrenen, viel zu lange zu ziehen. Nachher wundert er sich, wenn er auf der Nase liegt, über das böige Wetter.

Kommt dann noch die Absicht dazu, gleich nach dem Start am Hang eine Kurve zu beschreiben, so muß doppelt vorsichtig vorgegangen werden. Am besten unterläßt man dies ganz, da außer den oben geschilderten Momenten hierbei noch psychologische Hemmungen hinzutreten, deren sich in solcher Bodennähe und bei den außergewöhnlichen Geschwindigkeitsverhältnissen des Segelflugs (z. B. Wind = Gleitgeschwindigkeit) nur wenige erfahrene Piloten erwehren können.

Dann werden solche bedauerlichen, die Entwicklung des Segelflugsports unnötig hemmenden Unfälle verschwinden.

Der Segelflug in Argentinien.

Von Franz Linke.

In den Monaten April bis August ds. Js. befand ich mich auf einer wissenschaftlichen Reise in Argentinien und habe dort zu meiner Freude großes Interesse für den Segelflug, besonders in militärischen Kreisen, gefunden. Der argentinische Aero-Klub hat unter Führung des Herrn Ingenieur Fernandez eine Sammlung der Segelfluginteressenten vorgenommen, bei der sich eine große Reihe von Herren gemeldet haben. Verschiedene Segelflugzeuge sind im Bau. Besonders interessant und viel versprechend ist der von dem Fliegeroffizier Pedro Castex-Lainfor und dem während des Krieges in Ungarn tätigen Ingenieurs Biro gemeinsam konstruierten Eindecker, der dem Vampyrtyp ähnelt. Der von mir in deutschen Kreisen gehaltene Vortrag über Segelflug war für argentinische Verhältnisse sehr gut besucht.

Gemeinsam mit dem erwähnten Fliegeroffizier Castex habe ich dann auf Reisen kreuz und quer durch Argentinien nach einem Segelfluggelände Ausschau gehalten. Die Anden kommen nicht in Betracht, weil sie zu weit entfernt von den großen Städten liegen und zu stark zerklüftet sind, um gleichmäßige Strömungen zu erzeugen und im allgemeinen viel zu unwirtlich sind. Höchstens die Präkordilleren in der Nähe von Cordoba wären geeignet. Hier gibt es Stellen mit gutem Landungsgelände und auch genügendem Böschungswinkel. Aber die Wahrscheinlichkeit starker Winde ist in diesem zentral gelegenen Teile Argentiniens viel zu gering, so daß auch diese Sierren de Cordoba sich nicht für den Segelflug eignen. Im südlichen Argentinien wehen regelmäßig kräftige Westwinde. Es gäbe dort auch geeignete Bergrücken; doch liegt auch diese Gegend viel zu weit von Verkehrszentren entfernt. Das übrige Argentinien ist flach. Nur in den Provinzen Corrientes und Enterrios gibt es kleine Hügelketten, die sich wohl für Übungszwecke eignen, aber nicht für größere Leistungen. Nur im Süden der Provinz Buenos-Aires liegen zwei Mittelgebirge, die einigermaßen günstig sind. Das sind die Sierren Tandil und de la Ventana. Besonders die letztere habe ich eingehend erforscht und verschiedene Gegenden gefunden, die sich für Abflüge eignen. Sie liegen etwa 1200 m hoch, während die angrenzende Ebene in 400 m Höhe liegt.

Digitized by Google

Aber ideal sind die gefundenen Punkte auch nicht. Es fehlt zunächst die weiche Bodenbedeckung und die nach allen Seiten abfallenden Hänge. Man ist gewöhnlich nur auf eine Windrichtung angewiesen und hat nur sehr wenig geeignete Landungspunkte auf der Höhe selbst, so daß bei Fehlstart mit viel Bruch zu rechnen ist. Die Gebirge Argentiniens sind eben nicht wie unsere Rhön mit Humus und Vegetation bedeckt, sondern meistens steinig, schroff und kahl. Wahrscheinlich gibt es in ganz Amerika keine zweite Rhön.

Und dann sind alle diese Gebirge in einem so jungen Lande ohne Wege, so daß das Heraufschaffen der Flugzeuge große Schwierigkeiten machen würde. Es gibt auch keine Gasthäuser oder sonstige Unterkunftsgelegenheiten im Gebirge selbst, weil es keine Ausflügler in Argentinien gibt. Die nächsten Estanzias liegen 10 bis 20 km weit entfernt unten in der Ebene. Nur in der Sierra de la Ventana befindet sich ein gut eingerichtetes Hotel, das seit zwei Jahren allerdings wegen mangelnden Besuchs geschlossen ist. Dieses Hotel könnte als Ausgangspunkt der Segelflugunternehmungen dienen.

Ich war sehr erstaunt, in einem so großen Lande so wenig geeignetes Segelfluggelände zu finden; aber ich habe den Eindruck gewonnen, daß wir durch die Rhön außerordentlich verwöhnt sind, und daß es wahrscheinlich nur wenige Punkte in der Welt geben wird, die der Rhön ihren Rang als klassisches Segelfluggelände streitig machen können. Es müssen eben eine Reihe von Bedingungen erfüllt sein, die ich nochmals kurz zusammenfassen möchte:

1. Es muß ein aus der Ebene steil aufsteigendes Gebirge vorhanden sein, das nach den Hauptwindrichtungen gleichmäßig abfällt, ohne daß vorgelagerte Berge den Luftstrom stören.

2. Die Wahrscheinlichkeit von Windstärken zwischen 6 und 12 m/s muß mindestens 50 vH betragen, auch sollten bestimmte Richtungen überwiegen.

3. Der Untergrund darf nicht steinig sein, sondern es müssen größere Plätze mit Humus und Grasnarbe bedeckt sein, um Abflug und Notlandung zu ermöglichen. Kleinere Waldstücke stören meist nicht.

3. Das Gelände darf nicht weit von größeren Verkehrs- und Kulturzentren liegen und muß durch Eisenbahnen und gute Wege erreichbar sein. Ferner müssen sich Gasthäuser in der Nähe befinden, bei denen Unterkunft und Verpflegung gewährleistet ist.

Erfahrungen mit Kraftradmotoren im Segelflugzeug.

Von F. Budig.

Meine bisherigen Versuche haben sich auf drei Motorentypen ausgedehnt, den 1,5-PS-Einzylinder D.K.W., den 9-PS-Zweizylinder Indianmotor (Sternmaschine) und den 4-PS-Zweizylinder der Bayerischen Motorenwerke (Fächermaschine).

Die Versuche mit dem 1,5-PS-D.K.W. fanden bereits im Frühjahr 1921 unter Zuhilfenahme einer aufgeworfenen Anhöhe bei Grünau statt und dienten als Vorbereitung für den Rhön-Wettbewerb 1921. Der Motor machte 3000 Umdrehungen und trieb im Verhältnis 1:2 untersetzt eine Schmalblatt-Axialluftschraube von 1,2 m Durchm. an. Die Zugkraft am Stand betrug 6 kg. Von der Vorführung des Motors in der Rhön wurde Abstand genommen, weil die Erschütterungen, welche namentlich beim Anlaufen des Motors hervorgerufen wurden, nach wiederholtem Gebrauch Spanndrahtbruch herbeiführten.

Ganz ähnliche Erscheinungen wie beim Einzylindermotor traten bei Anwendung des Indianmotors auf. Besonders beim Anlaufen des Motors oder Versagen einer Kerze, waren die Erschütterungen gewaltig, so daß deren Einfluß auf das Tragwerk des Flugzeuges selbst bei bestgeratener Ausführung des Einbaues für die Dauer als gefährlich bezeichnet werden muß.

Sehr gute Erfahrungen machte ich mit dem 4-PS-Zweizylindermotor der Bayerischen Motorenwerke, München. Durch Anfügen eines Getriebes, welches die Luftschraube im Verhältnis ½ untersetzt, gelangten Luftschraubendurchmesser von 1,4 m in Anwendung, mittels welcher bei 1700 Umdrehungen des Propellers 35 kg Zugkraft am Stand erzielt worden sind. Die verwendeten Propellerarten sind Heine und Axial. Leider behält der so überlastete Motor genannte Drehzahl nicht lange gleichmäßig bei, so daß Fluge längerer Dauer als 5 min noch nicht ausgeführt werden konnten.

Die Art des Motors hat in bezug auf ruhigen, erschütterungsfreien Gang vollkommen befriedigt. Nach zahlreichen Versuchen, die sich über ein Jahr ausgedehnt haben, zeigte sich nirgends eine Lockerung an dem sehr leicht gehaltenen Motorsitz. Für das Kleinflugzeug halte ich diese Art des Motors als die zukunftsreiche. Der Motor müßte so bemessen werden, daß damit eine Normalleistung von 8 PS erreicht wird. Er dürfte bei dieser Kraft mit Untersetzungsgetriebe bis 32 kg schwer sein. Falsch wäre es, das Gewicht des Motors auf Kosten der Betriebssicherheit und Dauer herabzusetzen. Mit meinem Probeflugzeug ist es beispielsweise möglich, 3¼ kg je PS mitzunehmen, woraus hervorgeht, daß ein Gewinn an 11 kg Motorgewicht nur den kleinen Gewinn von ⅓ PS mit sich bringen würde.

Eine größere Zylinderzahl als zwei ist schon aus Gründen billiger Herstellung nicht zu empfehlen. Der Motor mit zwei Zylindern muß allerdings mit einem Schwungrad ausgerüstet sein, welches in passender Weise als Ventilator ausgebildet ist und zur Zylinderkühlung benutzt werden soll.

Dieses Schwungrad hat den beachtenswerten Vorteil, die Kreiselwirkung des Propellers zu beseitigen, weil es dem Propeller entgegengesetzt umläuft. Im Anfang meiner Flüge, als ich noch direkten Antrieb der Luftschraube anwandte, zeigte sich, sobald Geschwindigkeitsverlust des Flugzeuges bei vollaufendem Motor einsetzte, allzu plötzliches seitliches Kippen des Flugzeuges beim Betätigen des Höhenruders. Nach Anwendung der Untersetzung war diese an sich erklärliche Erscheinung verschwunden.

Mitteilung der Segelflug-Gesellschaft.

Die Segelflug-Gesellschaft, die deutsche Sportbehörde für motorlosen Flug, hat drei verschiedene Films der diesjährigen Segelflugveranstaltungen zusammengestellt. Diese Films werden, wie auch geeignetes Durchsichtsbildmaterial (Diapositive), Interessenten kostenlos (ausschl. Porto) zur Verfügung gestellt, wenn von diesen der Nachweis gemeinnütziger Arbeit für den deutschen Segelflug erbracht wird. Ferner werden Lichtbildabzüge gegen Erstattung der Herstellungskosten abgegeben, wenn gewerbliche Ausnutzung nicht erfolgt und der Besteller zu den Kreisen des Segelflugs gehört. Anfragen (mit Rückporto) an Propagandaausschuß der Gesellschaft, Berlin W 35, Blumeshof 17.

Bücherbesprechungen.

The Aircraft Year Book 1923. Zusammengestellt von Charles E. Lee. Herausgegeben von E. G. Grey, Herausgeber von »The Aeroplane« und »Jane's all the World's Aircraft«. Verlag Sampson Low, Marston & Co., Ltd. London.

Ein handliches Buch in Oktav 182 S., sehr gut ausgestattet mit Luftphotos verschiedener Großstädte. Der Herausgeber will mit seinem Buch ein Adressenverzeichnis aller Firmen, Einrichtungen, Zeitschriften usw. geben, die im Zusammenhang mit der Luftfahrt stehen. Es ist mit großem Fleiß zusammengestellt; und wenn auch hier und da noch ein Name fehlt, so ist zu hoffen, daß in der Folgezeit der Zusammensteller durch Unterstützung von seiten der Firmen instand gesetzt wird, sein Werk zu vervollständigen. In den meisten Fällen sind den Namen und Adressen der Firmen noch nähere wissenswerte Angaben beigefügt. Der Einteilung nach folgen zunächst aufeinander:

Die Luftverkehrsgesellschaften,
Die Baufirmen von Luftfahrzeugen und Luftfahrzeugmotoren,
Verschiedenes,
Luftfahrtvereine und -gesellschaften,
Luftfahrtlinien im Betrieb,
Zeitschriften und periodisch erscheinende Literatur,

alles alphabetisch nach Ländern geordnet.

Der nächste Abschnitt gibt ein Verzeichnis der englischen Flugplätze.

Auf vier Seiten werden sodann 11 der wichtigsten Flugzeuge gezeigt, die im Dienst der verschiedenen Verkehrsgesellschaften stehen, und im Anschluß daran die Motortypen der einzelnen Länder aufgeführt.

Es folgt eine Zahlentafel der Vor- und Nachkriegsweltrekorde in der Luftfahrt, ferner der Wortlaut der Bestimmungen der Internationalen Luftfahrtkonvention.

Einem kurzen Wörterbuch, das die Erklärung der wesentlichsten Luftfahrtfachausdrücke gibt, schließen sich kurze Aufsätze über Luftpost, Flugpostbriefmarken und Luftphotographie an.

Ein Stichwortverzeichnis beendet das als Nachschlagswerk recht empfehlenswerte Buch. Bl.

Digitized by Google

Das Luftverkehrsgesetz vom 1. August 1922. erläutert von Traugott Bredow, Wirkl. Geh. Oberregierungsrat, Ministerialdirektor im Verkehrsministerium, und Dr. Fritz Müller, Geh. Reg.-Rat, Ministerialrat im Verkehrsministerium, Berlin 1922, Carl Heymanns Verlag, Taschen, Gesetzsammlung 99,8.

Der von den zuständigen Referenten des Verkehrsministeriums verfaßte Kommentar zum Luftverkehrsgesetz, der aus der amtlichen Mitarbeit an dem Entwurf des Gesetzes entstanden ist, bringt nach einer historisch-kritischen Einleitung den Text des Gesetzes selbst und dann eingehende Erläuterungen zu jedem einzelnen Paragraphen. Berücksichtigt sind dabei nicht nur die Bestimmungen des Deutschen Reiches, sondern, da die Luftfahrt international ist, die Gesetzesvorschriften aller anderen Kulturstaaten sowie die Vorschriften des Pariser Luftverkehrabkommens. Speziell wiedergegeben sind in den Erläuterungen die einschlägigen Bestimmungen aus der Gesetzgebung von Belgien, Kanada, Dänemark, England, Frankreich, Japan, Italien, Kolumbien, Litauen, Niederlanden, Norwegen, Österreich, Peru, Schweden, Schweiz, Spanien, Uruguay und Venezuela sowie die Bestimmungen des Versailler Friedensvertrages und die sich daran anschließenden Abkommen.

Als Anhang sind im Wortlaut die Texte der deutschen Luftverkehrsabkommen mit der Schweiz, Dänemark und den Niederlanden und die Bestimmungen des Friedensvertrages und die sämtlichen seit 1918 zum Luftverkehr erlassenen deutschen Nebengesetze und Verordnungen abgedruckt. Die systematischen Erläuterungen berücksichtigen die Gesetzesmaterialien der gesamten einschlägigen Literatur und Judikatur. Die praktische Handhabung wird wesentlich unterstützt durch ein eingehendes Sachregister.

Der Kommentar gibt demzufolge eine eingehende und rechtsvergleichende Übersicht über das gesamte Luftverkehrsrecht und bildet eine wertvolle Bereicherung der Literatur für den neuen, für Deutschland auch volkswirtschaftlich bedeutenden Verkehrszweig. Der Kommentar ist somit ein unentbehrliches Rüstzeug für den Praktiker und für alle Interessenten der Luftfahrt.

W. Hahn.

Der funkentelegraphische Wetter- und Zeitzeichendienst. Von H. Thurn, Berlin 1923; Verlag von M. Krayn. 82 S., 15 Abb.

Die Heranziehung der Funkentelegraphie zum Wetterdienst, die insbesondere für die Schiffahrt schon 1914 recht weit gediehen war, mußte nach dem Weltkriege bei der allmählichen Wiederaufnahme der internationalen Beziehungen gänzlich neu geordnet werden. Nach mannigfachen Änderungen im Sendeplan wie auch im Inhalt der einzelnen Meldungen ist nunmehr seit etwa Jahresfrist eine gewisse Stabilisierung des Wetternachrichtenverkehrs eingetreten. Diese hat rein äußerlich einen Ausdruck darin gefunden, daß die im Juni 1922 erschienene 4. Auflage des von der Hamburger Seewarte herausgegebenen »Funk-Wetter« im Buchdruck erscheinen konnte. Es ist daher besonders zu begrüßen, daß der Verfasser jetzt seine bisher an verschiedenen Stellen veröffentlichten Aufsätze einheitlich zusammengefaßt und in knapper, klarer Form einen Überblick über die historische und technische Entwicklung des funkentelegraphischen Wetter- und Zeitzeichendienstes gegeben hat. — Diese Entwicklung darf indessen noch keineswegs als abgeschlossen betrachtet werden; Luftverkehr und Funkentelegraphie, funkentelegraphische Luftstreckensicherung, Verbreitung von Wetternachrichten durch drahtlose Telephonie sind Abschnitte von hoher Bedeutung, denen vom Verfasser gewiß sehr gern breiter Raum gewährt worden wäre, wenn diese Punkte bei uns schon über ein gewisses Versuchsstadium hinaus gediehen wären. Da die Schwierigkeiten hierbei vielfach auch auf organisatorischem Gebiete liegen, ist es besonders wertvoll, von fachmännischer Seite Aufklärung über die bisher geleistete Arbeit und weitere Anregungen zu erhalten. Deswegen wünschen wir dem Buche in Luftfahrerkreisen weite Verbreitung. Koppe.

Die Technik der elektrischen Meßgeräte. Von Dr.-Ing. G. Keinath. 2. Auflage 1922. Verlag von R. Oldenbourg. 477 S. 400 Abb.

Das vorliegende Werk kann nicht besser empfohlen werden als durch die Tatsache, daß die erste Auflage in weniger als Jahresfrist völlig vergriffen war. Die Meßtechnik und der Meßgerätebau haben in den letzten Jahren so bedeutende Fortschritte gemacht und zum Teil grundlegende Änderungen erfahren, daß das Fehlen einer zusammenfassenden Darstellung des neuzeitlichen Standes sehr fühlbar wurde. Diese im Weltschrifttum klaffende Lücke ist in bezug auf die elektrischen Meßgeräte durch das Werk Keinaths in befriedigender Weise ausgefüllt worden. Die Neuauflage konnte bereits die jüngsten Neuerungen berücksichtigen.

Der sehr reiche Inhalt wird in folgende Abschnitte gegliedert: I. Allgemeine Eigenschaften elektrischer Meßgeräte, II. Schreibende Meßgeräte, III. Beschreibung der Meßwerke, IV. Zubehör zu Meßinstrumenten, V. Meßmethoden. Die Darstellung ist knapp aber klar und allgemeinverständlich und wird durch das sehr reiche vorzügliche Abbildungsmaterial wesentlich unterstützt. Auf die technische Seite wird folgerichtig höherer Wert gelegt als auf die theoretische Behandlung des Gegenstandes. Von graphischen Darstellungen ist weitgehendst Gebrauch gemacht; dadurch wird das Verständnis vieler mathematischen und physikalischen Beziehungen erleichtert.

Den Luftfahrer interessieren besonders die Kapitel über Drehzahlmessung, Messung der Beschleunigung und Fernmessung. (Über Temperaturmessung kündigt der Verfasser eine besondere Abhandlung an.) In dem Abschnitt über allgemeine Eigenschaften elektrischer Meßgeräte möchten wir ein näheres Eingehen auf die nicht stationären Meßgeräte in Automobil, Flugzeug und Luftschiff und ihre Anpassung an die besonderen Arbeitsbedingungen (Erschütterungen, Beschleunigungen) empfehlen. Die Radiotechnik hat in der Beziehung bereits viel Gutes geleistet.

Das Buch soll nicht nur dem Elektrotechniker warm empfohlen werden; auch der Meßtechniker und Instrumentenbauer wird in ihm viele nützliche Anregungen finden. Koppe.

Atti dell' associazione Italiana di aerotecnica. Herausgegeben von R. Giacomelli. Band I, 1920—21, 255 S.; Band II, 1922, Heft 1/2, 64 S. Rom 1922, Tipografia del senato. 8°.

Das Jahrbuch der Italienischen Luftfahrt-Gesellschaft enthält neben einem Verzeichnis der nicht sehr zahlreichen Mitglieder und den Vereinsmitteilungen eine Anzahl von Vorträgen über Metallbau, Wirbeltheorie, Flugzeugbeschreibungen, Sicherheitszahl, Höhenwirkungen, Flughäfen, Windmotoren, Material- und Wetterkunde, magnetische Ortsbestimmung, angewandte Strömungslehre, Stabilität, einheitliche Bezeichnungen und anderes in bunter Folge, darunter weit mehr als bei uns, was sich auf Luftschiffe bezieht: Gaserzeugung, Vergleich von Flugzeug und Luftschiff, der, wie stets, vor allem in wirtschaftlicher Hinsicht zugunsten des »Leichter als Luft« ausfällt, Ozeanverkehr und ein Aufsatz von Nobile über neuere Fortschritte im Bau der italienischen Halbstarren, deren Überlegenheit über die deutschen Starrschiffe nach jeder Richtung dargetan wird, jedoch mit der bescheideneren Schlußfolgerung, daß man über große Schiffe noch nichts aussagen könne, daß aber das kleine und mittlere halbstarre aussichtsvoll sei. Endlich sei ein Bericht von Giacomelli über die ersten Rhön-Segelflüge erwähnt.

Das Doppelheft des 2. Jahrganges bringt nach einem ausführlichen Nachruf für Augusto Rota einen Bericht über den internationalen Luftfahrt-Wetterdienst, Mitteilungen über Schraubentheorie und Stabilität, endlich geschäftliche Nachrichten und Satzungen — alles in allem für uns bedeutsam nicht nur wegen des wertvollen Inhaltes, sondern mehr noch als stilles, halb unfreiwilliges Lob der deutschen Luftfahrtwissenschaft! Ev.

Lehrbuch der Differentialgleichungen. Von A. R. Forsyth, früher Prof. in Cambridge. Mit den Auflösungen der Aufgaben von Hermann Maser. Zweite autorisierte Auflage. Nach der dritten des englischen Originals besorgt und mit einem Anhang von Zusätzen versehen von Walter Jacobsthal. Braunschweig 1912, Verlag von Friedr. Vieweg & Sohn. Anastatischer Neudruck 1922. Gr. 8°. XIII, 920.

Der Forsyth ist zu bekannt, als daß er einer Empfehlung bedürfte. Doch soll er bei Gelegenheit der unveränderten neuen Auflage an dieser Stelle, wo er bisher nicht gewürdigt wurde, wegen seiner Bedeutung als Hilfsmittel für den forschenden Ingenieur wenigstens erwähnt werden.

Der Bearbeiter und sozusagen Mitverfasser der deutschen Ausgabe, Professor Dr. Walter Jacobsthal, hat zwar in einer Anzahl seiner zahlreichen Zusätze die mathematischen Gesichtspunkte planmäßig zusammengefaßt und vertieft; andere wieder dienen mehr praktischen Bedürfnissen, da sie Rechnungen des Textes weiter ausführen und mit Beispielen belegen — eine Fülle von Arbeit, auch eigener Forschungstätigkeit steckt darin.

Der Wert des Buches als Nachschlagewerk wird auch durch das sehr sorgfältige Schlagwortverzeichnis und die typographischen Feinheiten bei den Hinweisen erhöht.

Hervorzuheben, was aus dem Inhalt im einzelnen für den Luftfahr-Techniker besonders wichtig ist, wäre vermessen: Der Fortschritt der theoretischen Strömungslehre wie der Flugzeugmechanik wird ja geradezu gekennzeichnet durch die Anwendung immer neuer Zweige der Mathematik, in erster Linie der

Digitized by Google

Differentialgleichungen. Wer den neueren Arbeiten über Potentialströmung und Schwingungen, über Flügeltheorie und Trägerfestigkeit folgen will, kann also das Werkzeug der Beziehungen im Unendlichkleinen weniger denn je entbehren; in diesem Lehrbuch findet er leicht verständliche und doch gediegenste Einführung in die Theorie und Praxis der gewöhnlichen und partiellen Differentialgleichungen, ihre Deutung und Lösung. Everling.

Elementare Mechanik. Ein Lehrbuch enthaltend: Eine Begründung der allgemeinen Mechanik; die Mechanik der Systeme starrer Körper; die synthetischen und die Elemente der analytischen Methoden sowie eine Einführung in die Prinzipien der Mechanik deformierbarer Systeme. Von Dr. phil. Georg Hamel, o. Prof. der Mathematik an der Techn. Hochschule zu Berlin. Zweite anastatisch gedruckte Auflage. Leipzig-Berlin 1922, Verlag und Druck von B. G. Teubner. Gr. 8°. XVIII und 634 S. Mit 265 Abbildungen im Text.

Selbst ein Werk wie Hamels Mechanik bringt es in diesen schweren Zeiten nur zu einem anastatischen Nachdruck. Trotzdem liegt eine Neuauflage vor, da Literaturangaben eingefügt, Fehler verbessert und Abschnitte umgearbeitet oder ergänzt wurden. So rechtfertigt sich eine Besprechung um so mehr, als die erste Auflage in dieser Zeitschrift nicht erwähnt wurde.

Hamels Buch ist keine elementare Lehre der Mechanik, sondern eine äußerst tiefgründige, erkenntniskritisch auf Kant und Mach fußende Begründung der Elemente der Mechanik, der Grundlagen unserer physikalischen Begriffe überhaupt, die auch vor didaktischen Schwierigkeiten nicht zurückscheut. Es ist weiter eine Einführung in die technische Mechanik; die Mehrzahl der Beispiele und Aufgaben beziehen sich auf Maschinenelemente, -bau oder -betrieb, und der Fachwerkstatik wie der Festigkeit von Baugliedern, auch den zeichnerischen Verfahren ist mehr Aufmerksamkeit gewidmet, als im Unterricht der »analytischen Mechanik« üblich, die Anwendungen der Schwingungs- und Kreisellehre, auch auf Luftfahrzeuge (S. 423) nicht zu vergessen.

Endlich hat das Werk in seinem Inhalt und Umfang keineswegs elementares Gepräge: Wir erwähnen nur die Theorie des Verfassers für das steife Seil und den letzten Abschnitt über »Kinetik isotroper, homogener Medien«, S. 582. Neben dieser Mechanik reibender Flüssigkeiten, die auch an anderen Stellen im Zusammenhang mit dem Schmierungsproblem kurz gestreift wird (S. 85 und 226), sei auf den Abschnitt »Luftwiderstand«, S. 109 bis 112, hingewiesen, der die wesentlichen Grundlagen der Strömungslehre kurz darstellt.

Das Verständnis der Vektor-Rechnungen wird dem Uneingeweihten durch einen Anhang: »Skizze einer Vektor-Analysis« erleichtert, die Behandlung der Beispiele durch »Verzeichnis und Auflösung der Aufgaben«.

Wer sich die Mühe gibt, sich in die für den Ingenieur oft etwas abstrakte Darstellung hineinzudenken, wird neben der Vertiefung seiner Anschauungen von den Grundlagen der Mechanik und neben der Verfeinerung seines mechanischen Gefühls — auf das »Hineinfühlen« in die Vorgänge legt der Verfasser besonderen Wert! — einen hohen ästhetischen Genuß gewinnen. Everling.

Si può già tentare un viaggio dalla terra alla luna? (Kann man schon die Reise von der Erde auf den Mond wagen?) Bericht über Versuche mit Antriebvorrichtungen doppelter Reaktion. Weitere Versuche: Neues Verfahren zur unmittelbaren Stereoskopie. — Gewehrbombe. — Pferdeautos im Sport. Von L. Gussalli, Ing. 1923, Rom, Mailand, Neapel. Verlag der Società editrice libraria. 8°. 100 S. mit 17 Abb.

Auf das eigenartige Werk des ideenreichen Erfinders sei hingewiesen. -g.

Atti dell'associazione italiana di aerotecnica. (Verhandlungen der italienischen Gesellschaft für Luftfahrtechnik.) Herausgegeben von R. Giacomelli. 1923. Bd. III, Heft 1 und 2. Rom. 8°. S. 1 bis 92, 93 bis 164. Mit zahlreichen Abbildungen.

Der dritte Band der neuerdings sehr regen Italienischen Luftfahrtechnischen Gesellschaft (über den ersten und zweiten Jahrgang s. Bemerkung auf voriger Seite) enthält außer den Vereinsverhandlungen eine Reihe technischer Aufsätze, die hier wenigstens in Übersetzung ihrer Titel angegeben werden sollen:

Bd. III, Nr. 1:

Guidi, Neue Flugerfolge,
Magaldi, Flugzeugstreben,
Ambrosini, Das italienische Luftfahrtgesetz (Auszugbericht),
Pistolesi, Wandeinfluß eines quadratischen Windkanals (wirbeltheoretische Berechnung).

Bd. III, Nr. 2:

Cassinis, Geländeaufnahmen aus der Luft (Vortrag). Mit zahlreichen Aufnahmen vor allem deutscher Bildmeßgeräte und einem Anhang: Über die Lösung der Aufgabe, die Spitze der Pyramide zu bestimmen, ferner zahlreiche Literaturangaben,

Costanzi und Bernasconi: Änderungen von Auftrieb und Widerstand der Flugzeugmodelle bei wechselnder Geschwindigkeit (mit zahlreichen Versuchsergebnissen).

Antworten auf eine Rundfrage der Luftfahrtechnischen Gesellschaft über Förderung der Luftfahrtforschung in Italien. E.

Hütte. Des Ingenieurs Taschenbuch. Herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, e. V. in Berlin. 24. Auflage. Berlin 1923, Wilhelm Ernst & Sohn. I. Bd. Kl. 8°. XVI und 1308 S. Grundzahl, in Leinen gebunden, 11,1.

Unsere Köpfe fassen von Jahr zu Jahr einen geringeren Bruchteil des menschlichen Wissens. Wenn doch wenigstens unsere Hände und Taschen sich dem Wachstum der Hand- und Taschenbücher anpassen wollten! Die drei Bände der neuen »Hütte« gehen schon nicht mehr in eine ansehnliche Aktenmappe, zumal man pietätvoll das gewohnte Format beibehalten hat.

Denn allein der erste Band ist um 244 Seiten gewachsen. Der mathematische erste Abschnitt ist erweitert. Die Vektorenrechnung, vom M. Tolle umfassend neu bearbeitet, leitet zum zweiten Abschnitt: Mechanik über. Diese Einführung gestattet, die Mechanik starrer Körper schärfer und kürzer zu fassen. Als gänzlich neuartig sei der sechste Abschnitt: Maschinenteile hervorgehoben, der in Kutzbachs scharfsinniger Systematik weit über die Kreise der lernenden und fragenden Benutzer des Werkes zu wirken vermag.

Betrachtet man das Buch aber von dieser Stelle aus durch das Fernrohr des Luftfahrers, so zeigt das schöne Gebäude doch einige Architekturfehler und Mauerlücken: Im Schlagwortverzeichnis fehlt »Flugzeug« und sogar »Aeroplan« oder »Flugdrachen« (S. 417). Auf einen kurzen Absatz über Flugzeugbauholz (S. 866 bis 867) im 5. Abschnitt, Stoffkunde, ist verwiesen, ebenso auf »Luftschiff« und »Flügel«.

Während aber der Automobilbau im II., das Eisenbahnwesen im III. Band eingehend dargestellt sind, hat man das Verkehrsmittel der Zukunft nur als Zwangsmieter im Kapitel »Mechanik luftförmiger Körper« einquartiert. Dessen Bearbeitung hat allerdings wieder ein maßgebender Luftfahrtechniker, W. Hoff, übernommen. Leider ist nun die luftfahrtechnische »Aerodynamik« mit Ausnahme der wetterkundlichen Hilfswerte reine »Hydrodynamik«, Strömungslehre unzusammendrückbarer Flüssigkeiten.

Diesen Widerspruch hat schon der frühere Bearbeiter, F. Bendemann (22. und 23. Aufl.), empfunden, und so beginnt denn das Kapitel (S. 404 und 405) mit der Angabe, luftförmige Körper seien »stark zusammendrückbar«, und Vorgänge mit Druckänderungen würden unter »Thermodynamik« behandelt. S. 410 wird für die luftfahrtechnischen Anwendungen die Zusammendrückbarkeit nochmals ausgeschaltet und auf die ballistische Literatur verwiesen.

Vom rein strömungstechnischen Gesichtspunkte sei erwähnt, daß (III B 2, S. 411) das Verschwinden des Wegintegrals der Geschwindigkeit zwar hinreichende, aber nicht notwendige »Bedingung drehungs- oder wirbelfreier Bewegung« ist. Denn die Zirkulation wird durch eben dies Integral gemessen. Ebenso muß die Rotation des Geschwindigkeitsvektors (Formeln S. 412 oben), die »Stärke und Richtung des Wirbels« mißt, für die Zirkulation verschwinden, da diese eben eine wirbelfreie Potentialströmung ist. Auf dem grundsätzlichen Unterschied zwischen Wirbel und Zirkulation, Widerstand und Auftrieb, Verlustleistung und »wattlosem« Schweben beruht aber die Mechanik des Fliegens! Die Strömung um einen Tragflügel bildet auch nicht »kleine geschlossene Bahnen, die den Körper nicht umkreisen«, und ihre Bewegung ist nicht »ähnlich der in den Wasserwellen« (S. 417 Anmerkung), sondern es überlagern sich Umkreisung des Tragflügels und fortschreitende Strömung. Am Ende des gleichen Abschnitts war 1914 richtig gesagt: »Die hydrodynamische Theorie führt also auf Flügelprofile, wie sie die Vögel tatsächlich haben. Wegen Ausschaltung des Einflusses der Seitenränder bzw. Flügelspitzen, wo Widerstand erzeugende Wirbel wahrscheinlich unvermeidlich sind, ist sie noch unvollständig«. Diese Angabe ist 1923 (III B 9, neue Auflage S. 419) eigentlich nicht mehr berechtigt. Die Entwicklung der Flugwissenschaft wäh-

Digitized by Google

rend des Krieges und hinterher hat geradezu ihr Gepräge erhalten durch Prandtls und seiner Schüler Tragflügeltheorie, die den Einfluß der Randwirbel auf Widerstand und Auftrieb, auf Flossen und Nachbarflügel berechnen lehrte.

Im einzelnen ist manches geändert oder zugefügt. Die Höhen sind zweckmäßigerweise in km angegeben, leider nicht bei der Luftdichte-Höhen-Formel, die damit besonders einfach wird. Diese Gleichung ist (S. 407 oben) in der Gestalt nach Everling und in der eleganten, aber nur für Überschlagsrechnungen bequemeren Form nach Munk (ohne Namen in einem Merkblatt der Göttinger Modell-Versuchsanstalt veröffentlicht) wiedergegeben (leider verdruckt; sie lautet $\gamma = \gamma_0 \cdot 0{,}9^H$, wenn H die Höhe in km). Beide Formeln beruhen aber nicht auf »einer an deutsche Witterung angepaßten Annahme einer Temperaturabnahme von etwa 5° C auf 1 km Höhe«, sondern auf wirklichen Erfahrungswerten der Lufttemperatur[1]).

In dem Paragraphen »Schraubenstrahl« (III B 10b, S. 421 bis 424) wird die kubische Gleichung des Schraubenzugs ausführlich aufgelöst und gefolgert, daß der ideale Wirkungsgrad nicht von Flächenbelastung bzw. Flächenleistung der Schraube und von der Geschwindigkeit nebst Luftdichte, sondern von einer unbenannten Zusammenstellung dieser je drei Größen, dem sog. Leistungsgrad bzw. Belastungsgrad, abhängt. Daraus ergibt sich ein sehr einfaches Rechenblatt (S. 424), das freilich im Gegensatz zu Bendemanns Rechentafel (in seinen neueren hier nicht erwähnten Veröffentlichungen) zunächst den Leistungs- bzw. Belastungsgrad auszurechnen zwingt. Auch sei betont, daß man in Formeln und Rechenblatt nicht mit dem wirklichen, sondern mit dem etwa 1,15 fachen idealen Schraubenzug (s. die letzten Formeln des Paragraphen) eingehen muß.

Die früheren Bemerkungen über Ähnlichkeitsmechanik sind ausgeschieden und vom Begründer dieses Zweiges der Wissenschaft, M. Weber, als besonderer Abschnitt (III G in der Mechanik der flüssigen Körper, S. 401 bis 404) vorbildlich klar und knapp dargestellt.

Im Schlußparagraphen »Erfahrungszahlen für den Luftwiderstand« (D 2, S. 433 bis 443) sind eine Reihe wertvoller Zahlenangaben nach englischen oder Göttinger Messungen, vor allem aber (am Schluß) neuzeitliche Kennlinien und Beziehungen für Tragflügel hinzugefügt, auch die Beiwerte überall dem heutigen Gebrauch angepaßt.

---

[1]) Ausführliche Zusammenfassung der Literatur in Moedebecks Taschenbuch für Flugtechniker und Luftschiffer, 4. Aufl., Berlin 1923, S. 472, Anm. 3.

Quadratische Luftdichteformel von F. Linke, Über die Luftdichte, Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre 8, Heft 2 und 3/4, 1919, S. 73 bis 85 und 194 bis 199, vor allem im Schlußabschnitt 16; eine ähnliche Formel mit etwas andern Unterlagen, ferner Literaturangaben über die Luftdichte s. E. Everling, Zur Wertung von Höhenrekorden, ZFM 11, Heft 9 vom 15. Mai 1920, S. 121 bis 123.

Bis 8 km Höhe und unter Zugrundelegung einheitlicher Temperaturabnahme gelten die Luftdichte-Höhen-Formel bei R. von Mises, Ermitteln der Steigfähigkeit eines Flugzeugs aus einem Barogramm, ZFM 8, Heft 23/24 vom 29. Dezember 1917, S. 173 bis 176, und die spätere ähnliche von H. Blasius, Ermittlung der Steigfähigkeit, TB III, Heft 6, 1918, S. 193 bis 196.

Von den Formelgrößen und vor allem den Maßeinheiten des ganzen Buches läßt sich das gleiche leider nicht sagen. Technisches und physikalisches Maßsystem, cm und mm, verschiedene Zeichen in bunter Folge; die verdienstliche Normenarbeit des AEF hat sich hier noch nicht durchgesetzt.

Warum wir darauf so eindringlich hinweisen? Warum wir bis in die Einzelangaben Kritik übten? Weil wir wünschen, daß der junge Ingenieur, der die Hütte nun einmal als Profanbibel ansieht, ohne Straucheln und Irregehen Inhalt und Form des technischen Wissens finden könne; daß vor allem die Luftfahrt, der ihr böses Schicksal eine eigne »Hütte« bisher versagt hat, aus dem reichen Born dieser altehrwürdigen Hütte ebenso schöpfen könne, wie andere Zweige der Technik — natürlich nicht nur Theorie und Kanalversuche! Everling.

Rendiconti dell'istituto sperimentale aeronautico. (Bericht der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt.) 11. Jahrg. (zweite Reihe), Nr. 1 vom 15. März 1923. Rom 1923. 8°. 40 S. mit zahlreichen Abbildungen.

Der neue Jahrgang der italienischen Anstaltsberichte (Besprechung des 10. Jahrganges s. ZFM 14, Nr. 7/8 vom 26. April 1923, S. 65) bringt nach einer Formelzeichenliste, die gegen die früheren (ZFM 18, Nr. 17 vom 15. September 1922, S. 242/43) einige Änderungen vor allem bei den Luftschiffausdrücken aufweist, zwei Arbeiten:

E. Pistolesi: Vereinfachte Luftschraubentheorie. Der Aufsatz soll im Anschluß an die früheren Veröffentlichungen des Verfassers über die einfache Auswertung von Treibschraubenmessungen »das Ergebnis zahlreicher Anwendungen des Umrechnungsverfahrens für die Versuchsschaubilder zeigen«.

M. Tenani: Barometrische Höhenmessung. Beschäftigt sich mit dem Ausgleich der Temperatureinflüsse und der elastischen Nachwirkung, vor allem in einer neuen Höhenmesserbauart.

Anhang. Zusammenfassende Berichte:

E. Pistolesi, Untersuchungen über Flüssigkeitsreibung; Wiedergabe der Arbeiten aus der Aachener Schule: Th. von Karman, K. Pohlhausen, H. Latzko.

R. M. Corelli, Die Flugzeugspannlacke mit Zelluloseester als Grundstoff. Enthält bemerkenswertes Aufstrichverfahren mit einer Spritzbürste, Saugluft-Trockenvorrichtungen usw., zum Schluß Literaturangaben.

Auszug aus dem Aufsatz von H. Koppe in der ZFM 18, Nr. 23 vom 15. Dezember 1922. E.

Anleitung zum Gebrauch des Zweiskalen- und Dreiskalenrechenschiebers. Mit kurzem Anhang über den Elektroschieber. Von F. Goldmann, Dipl.-Ing., Assistent an der Technischen Hochschule München. 1923. München und Berlin, Verlag von R. Oldenbourg. 8°. 31 S. mit 8 Abb. im Text.

Eine kurze, ganz leicht verständliche Anleitung.

Sie enthält:

Beschreibung der gebräuchlichsten Rechenschieberarten. Allgemeine Angaben über das Schieberrechnen. Praktische Anwendung auf Multiplikation, umgekehrte Multiplikation, Division, umgekehrte Division, zusammengesetzte Rechnungsarten, Umrechnung; Potenzen, Wurzeln und deren Verbindung, Logarithmen, Festwerte (π) und Winkelfunktionen.

Beim »Elektrorechenschieber«: Gebrauch der Teilungen für Spannung und Umfangsgeschwindigkeit, Ermittlung des Wirkungsgrades, log-log-Teilung. —l—

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Deutschland.

„Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums" in Lindenberg, die sich mit dessen wissenschaftlichen Arbeiten, aber auch mit dem Höhenwetterdienst, der zur Sicherung des Flugverkehrs ausgeführt wird, und dessen meteorologische Zentrale sich in Lindenberg befindet, beschäftigen sollen, werden künftig in zwangloser Folge veröffentlicht und allen Interessenten zugestellt werden. **23/29. 2.**

Beförderung von Segelflugzeugen. Der Reichsverkehrsminister hat sich ausnahmsweise damit einverstanden erklärt, daß die Stellung großräumiger gedeckter Wagen für Stückgutsendungen von Teilen motorloser Flugzeuge bis auf weiteres zugelassen wird. **23/29. 4.**

Verkehr im Hamburger Flughafen. Es liegen die statistischen Aufzeichnungen der Luftaufsicht über den Flugbetrieb von den Monaten Mai, Juni und Juli 1923 vor, welche eine ganz bedeutende Steige

Digitized by Google

rung zeigen. Es wurden im Mai, Juni und Juli 179, 262 und 336 Flüge ausgeführt, dabei 394, 411 und 852 Reisende sowie 188, 803 und 631 kg Post befördert.

Hiervon entfallen auf den Deutschen Aero Lloyd A.-G. in Verbindung mit Daimler Hire Ltd. und Det Danske Luftfartselskab A/S im Juni 141 Flüge mit 325 Reisenden und im Monat Juli 195 Flüge mit 575 Reisenden.

Auf die Gesellschaft für Luftverkehrsunternehmungen m. b. H. entfallen im Monat Juni 53 Flüge mit 64 Reisenden und im Monat Juli 103 Flüge mit 207 Reisenden.

Auf die Firma H. C. Dehn, Abt. Luftverkehr, entfallen im Monat Juni 27 Flüge mit 76 Reisenden.

Bisher war das Start- und Landegelände in großem Umfange durch die Überreste der niedergelegten Luftschiffhalle nicht benutzbar gewesen. Jedoch sind nunmehr die Arbeiten zur Entfernung der Fundamente und zur Einebnung dieses Teiles des Flugplatzes beendet worden, so daß nunmehr der Flughafen in seiner ganzen Größe von 840 000 m² Flugzeugen zur Verfügung steht.

Eigenbericht.

„Funk-Wetter". Die Deutsche Seewarte in Hamburg hat am 1. Juli ds. Js. einen Neudruck des »Funk-Wetter« herausgegeben. Das Heft enthält eine Liste der Wetterfunksprüche der ganzen Welt sowie einfache und übersichtliche Angaben über die Verschlüsselung dieser Nachrichten. Außerdem sind in zwei besonderen Teilen die drahtlosen Zeitsignale und die drahtlosen Eismeldungen der ganzen Welt ausgeführt. (Nachrichten für Seefahrer 2176/23.) **23/30. 3.**

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Blumeshof 17 pt. Telephon: Lützow 6508.

1. Der nächste **Flugtechnische Sprechabend** der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt findet am 7. XII. 1923 statt. Dr.-Ing. Lachmann spricht über »Der englische Kleinflugzeug-Wettbewerb und seine Lehren«, mit Lichtbildern.

2. **Ausschuß für technische Mechanik („AtM")** des Berliner Bezirkvereines deutscher Ingenieure. Nächste Sitzungen, jeweils Montags 5¹⁵ im Hörsaal 158, Hauptgebäude der Technischen Hochschule:

3. Dezember: Professor Dr. R. von Mises, »Knicksicherheit von Gliederträgern«.

7. Januar: Regierungsbaumeister Dr.-Ing. R. Sonntag, »Windsaugwirkungen an Dächern und Gebäuden«, mit Lichtbildern.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen. Gäste können eingeführt werden.

3. Durch die kolossale Geldentwertung und die damit verbundene ungeheure Steigerung in Druck-, Papier- und Versandkosten war die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt nicht in der Lage, im September und Oktober die »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« erscheinen zu lassen. Nur unter den größten Schwierigkeiten war es möglich, das vorliegende Heft herauszugeben. — Wir machen jedoch darauf aufmerksam, daß, falls die von uns geforderten Mitgliedsbeiträge und Umlagen nicht pünktlich bei der Geschäftsstelle der WGL eingehen, es uns wieder unmöglich gemacht wird, die ZFM weiterzuführen. Wir müssen daher dringend im Interesse der Leser unserer Zeitschrift bitten, die Zahlungen prompt und möglichst in wertbeständigem Gelde zu entrichten.

4. Auf der Tagesordnung der Geschäftssitzung der XII. Ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL, welche der Vorstand satzungs- und ordnungsgemäß nach Berlin-Charlottenburg, Technische Hochschule, einberufen hatte, stand der Antrag des Vorstandes auf Änderung des Beitragswesens und der dadurch notwendig werdenden Satzungsänderungen.

Der Vorsitzende, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Johann Schütte, eröffnete die Versammlung um 9 Uhr 45 min vormittags und stellte im Einverständnis der Versammlung ihre ordnungsmäßige Einberufung fest.

Über das Beitragswesen, dessen Änderung und die dadurch erforderlichen Satzungsänderungen erstattete Justizrat Dr. Hahn Bericht.

Er beantragte:

1. eine **einmalige Umlage von 1 Goldmark** für ordentliche Mitglieder, **3 Goldmark** für außerordentliche Mitglieder,
2. **monatlich einen Beitrag von 0,50 Goldmark** für ordentliche Mitglieder, **1,50 Goldmark** für außerordentliche Mitglieder

zu erheben.

Dieser Antrag wurde einstimmig angenommen, nachdem festgestellt war, daß den Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, gestattet sei, nur ⅓ dieser Beträge, der Umlage und des Beitrages, zu zahlen.

Justizrat Dr. Hahn beantragte sodann, die §§ 7, 8 und 11 gemäß seines Vorschlages wie folgt zu ändern:

§ 7. Sämtliche Mitgliederbeiträge werden vom Vorstand verbindlich festgesetzt.

Ordentlichen Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, ist gestattet, ein Drittel des Jahresbeitrages, der für die ordentlichen Mitglieder, die das 30. Lebensjahr vollendet haben, festgesetzt ist, als Beitrag zu zahlen. Der Beitrag ist vor dem 1. Januar des Geschäftsjahres zu entrichten. Mitglieder, die im Laufe des Jahres eintreten, zahlen den vollen Betrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Erfolgt die Beitragszahlung nicht in der vorgeschriebenen Zeit, so wird sie durch Postauftrag oder Postnachnahme auf Kosten der Säumigen eingezogen.

Mitglieder, die im Auslande ihren Wohnsitz haben, zahlen den Beitrag nach Vereinbarung mit der Geschäftsstelle.

Der Vorstand wird ermächtigt, den Beitrag auf Antrag in Ausnahmefällen bis auf ⅓ des ordentlichen Beitrages zu ermäßigen.

§ 8. Ordentliche Mitglieder können durch eine einmalige Zahlung einer Summe, die vom Vorstand festgesetzt wird, lebenslängliche Miglieder werden. Diese sind von der Zahlung der Jahresbeiträge, aber nicht erforderlich werdender Umlagen befreit.

§ 11. Der Beitrag der außerordentlichen Mitglieder, welcher ein Vielfaches des Beitrages der ordentlichen Mitglieder beträgt, wird in gleicher Weise wie der der ordentlichen Mitglieder festgesetzt und entrichtet (vgl. § 7).

Sie können ebenfalls durch eine einmalige Zahlung der in gleicher Weise festgesetzten Summe auf 30 Jahre Mitglied werden.

Für außerordentliche Mitglieder, die ihren Sitz im Auslande haben, gelten in bezug auf die Höhe des Beitrages gleichfalls die Vorschriften des § 7, Abs. 2.

Der Vorstand ist berechtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen den Beitrag der außerordentlichen Mitglieder bis auf den 1½fachen Betrag der ordentlichen Mitglieder herabzusetzen.

In der zweiten Hälfte des Oktober wurden an sämtliche Mitglieder Rundschreiben versandt und um Zahlung der Umlage und des Beitrages, möglichst für das ganze Vierteljahr 1923, gebeten. **Wir bitten nochmals, die Beträge unverzüglich in bar (in wertbeständigem Geld) unserer Geschäftsstelle zu überweisen.**

Der Geschäftsführer:
Krupp.

An unsere Bezieher.

München, den 1. Oktober 1923.

Ab Oktober berechnen wir den Bezugspreis unserer Zeitschrift — vorerst monatsweise — auf der Grundlage: „Grundpreis × Buchhandels-Schlüsselzahl". Maßgebend für die Höhe der zu leistenden Zahlung ist stets die Schlüsselzahl des Zahlungstages, die aus der Tageszeitung oder durch Anfrage bei jedem Buchhändler festzustellen ist. Der Grundpreis des normalen Monatsheftes im Umfang von 12—16 Seiten beträgt 0.60. Wegen des Ausfalles des September- und Oktoberheftes erscheint ein verstärktes Novemberheft im Umfang von 32 Seiten. Der Grundpreis hierfür ist M. 1.60. Zahlung erbitten wir auf Postscheckkonto München Nr. 4412. (Zahlungen durch Banküberweisung oder durch Bankscheck können nicht erfolgen.) Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt haben an uns nichts zu bezahlen.

R. Oldenbourg.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JAN 25 1924

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

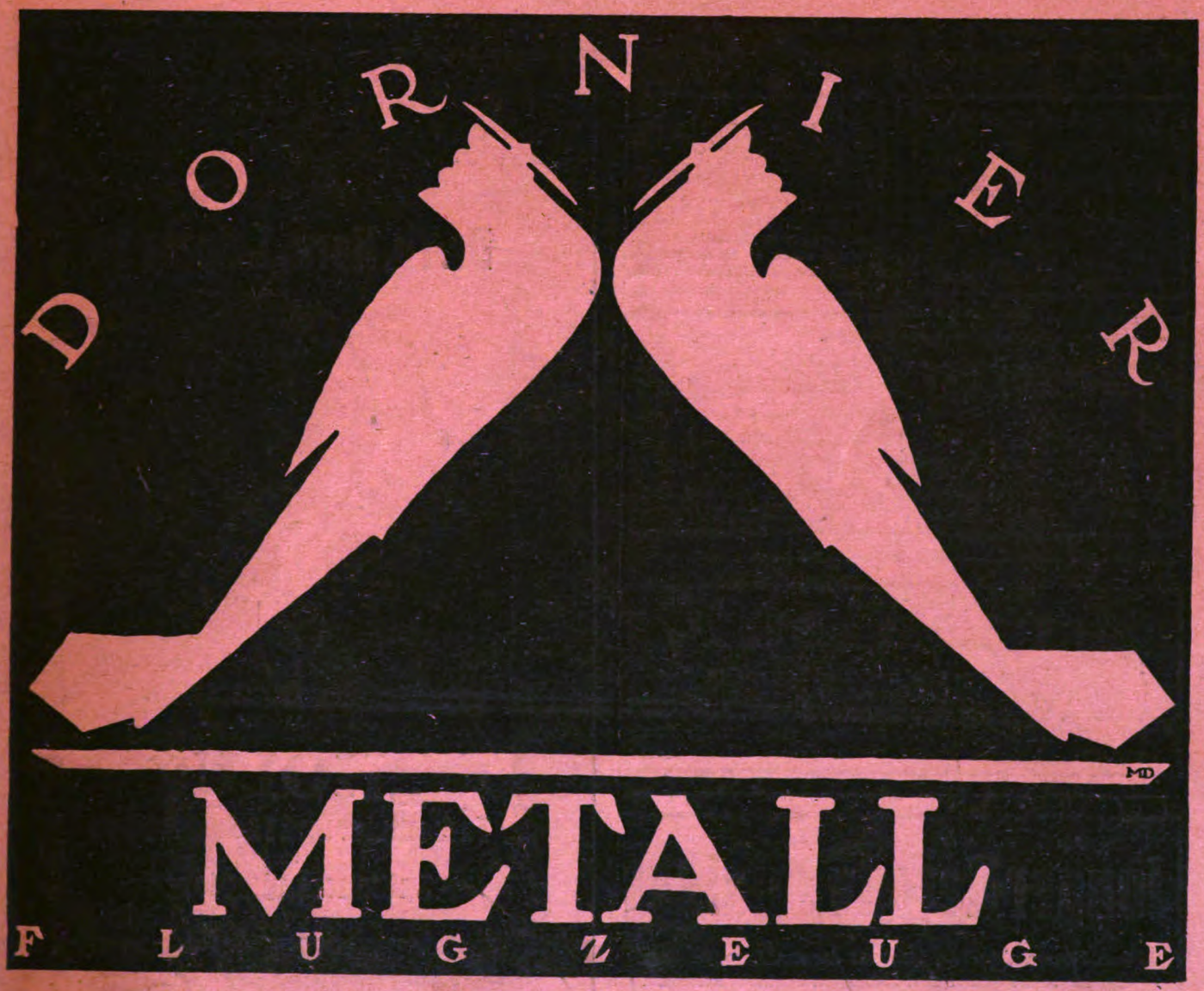
WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

23.–24. Heft | **München, 27. Dezember 1923** | **14. Jahrgang**

Dieses Heft enthält das Inhaltsverzeichnis 1923.



Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich; sie kann durch jede Buchhandlung und durch den Verlag R. Oldenbourg bezogen werden.

Monatlicher Bezugspreis (Grundpreis) für das ***Inland*** Buchmark 0.60.

Für das verstärkte Novemberheft ist der Grundpreis M. 1.60. Rechnungsbetrag = Grundpreis × Schlüsselzahl des Buchhandels am Einzahlungstag. Zurzeit entspricht der Buchmarkpreis dem Goldmarkpreis; es kann Zahlung auch unter Zugrundelegung des Berliner Dollarbriefkurses des Vortages erfolgen.

Zahlung an den Verlag in bar oder auf Postscheckkonto München 4412. Zahlungen durch Banküberweisung oder Bankscheck dürfen vorerst nicht erfolgen.

Vierteljahresbezugspreis für das ***Ausland:*** 0.60 Doll.; zahlbar zum Dollarkurs in der in Betracht kommenden Landeswährung. Vorauszahlung für ein halbes oder ganzes Jahr wird angenommen.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von Goldmark —.10 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand,** die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Marconi International Code. — Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Postbezug.

Das Postzeitungsamt nimmt Bestellungen auf die Zeitschrift zurzeit nicht entgegen.

Der *Bezug* der Zeitschrift erneuert sich (Inland) von Monat zu Monat ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Monats angenommen, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bei *Wohnungswechsel* ist an den Verlang rechtzeitig Auftrag auf Umleitung an die neue Wohnung zu richten. Wird dieser Auftrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Wohnung weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Der englische Wettbewerb für Kleinflugzeuge und seine Lehren. Von G. Lachmann. S. 165. — Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. S. 172.

Luftfahrt-Verein
Heidelberg, Plöck 52
liefert (48)
DLV. Knopflochabzeichen
zu 80 Pfg.
Mützenabzeichen
zu 40 Pfg.
Adler zu 50 Pfg.
bei großer Bestellung Rabatt.

Flugzeugmotoren
Zu kaufen gesucht:
100 und 120 Ps MERCEDES Flugzeugmotoren nur neu oder in sehr gutem Zustande. Angeb. unter **Flugt. 47** an die Exped. dieser Zeitschrift erbeten. (47)

Zwecks Vervollständigung
meiner eigenen Sammlung **Flugpost** erbitte ich sogleich mit äußerster Preisanstellung Ansichtssendungen von echt geflogenen Flugpost-Karten und Briefumschlägen aller Länder; besonders interessieren mich z. Zt. **französ. Ballonpost, Przemysl-Fliegerkarten** usw. Nehmen Sie Bezug auf diese Zeitschrift! (43)
Gustav Kracke, München 2 NW, Agnesstr. 16 — Tel. 50538. Telegr.-Adr.: „Bankkracke", Steuer Nr. 1854. Mitglied der W. G. L.

Ingenieur,
2 Jahre Werkstattpraxis und Fachexamen in Flugtechnik, der engl. Sprache mächtig, sucht baldigst Stellung für Konstruktion oder Betrieb bei einer Flugzeugfirma im In- oder Ausland. Gefl. Zuschriften unter Fl. 45 an die Exped. dieser Zeitschrift. (45)

Junger Aerodynamiker
6 Sem. Hochschulstudium, bisher in der exp. Aerodyn. tätig, sucht für sofort oder später Stellung in der Luftfahrttechnik. Angebote unter **Flugt. 51** an die Expedition ds. Zeitschrift. (51)

Dr. Th. Horn, Leipzig 30

„HOLU" e59 / Abb. 648

„HOLU"
Tachometer und Tachographen
für
Luftfahrzeugmotoren (25)

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

23. u. 24. Heft | 27. Dezember 1923 | 14. Jahrgang

Der englische Wettbewerb für Kleinflugzeuge und seine Lehren.

Von G. Lachmann.

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 7. Dez. 1923.

Ausschreibungen und Organisation.

In der Zeit vom 8. bis 13. Oktober fand auf dem Flugfelde von Lympne in England ein Wettbewerb für Kleinflugzeuge statt, der wohl als eine der interessantesten und für die Entwicklung des Flugwesens wertvollsten fliegerischen Veranstaltungen des Jahres bewertet werden muß. In richtiger Erkenntnis der praktischen Bedeutung haben die Engländer im vergangenen Jahre die Idee des Segelfluges aufgegriffen und bei Itford-Hill ihren ersten und wahrscheinlich auch einzigen Wettbewerb für Segelflugzeuge veranstaltet. Über diesen Wettbewerb ist in dieser Zeitschrift ausführlich berichtet worden. In diesem Jahre sind die Engländer einen entscheidenden Schritt vorwärts gegangen, indem sie das Gebiet des reinen Segelfluges verließen und zum Kleinflugzeug übergingen. Vom Standpunkt des Konstrukteurs und Flugzeugbauers aus ist dieser Schritt unbedingt die folgerichtige Entwicklung und Anwendung der im reinen Segelflug gewonnenen Erfahrungen und Erkenntnisse. Wir wollen dabei nicht vergessen, daß uns seinerzeit, als wir im Jahre 1920 mit bescheidenen Mitteln die nunmehr großzügig entwickelte Segelflugbewegung in der Rhön ins Leben riefen, das gleiche Ziel vorschwebte. Nicht Selbstzweck sollte der Segelflug sein, sondern Brücke zum wirtschaftlichen Motorflug. Es unterliegt keinem Zweifel, daß uns die Engländer heute in dieser Hinsicht überflügelt haben. Die Gründe hierfür sind mannigfacher Art. Die deutsche Segelflugbewegung hat sich mehr und mehr, unterstützt durch die fast ausschließliche Teilnahme von Studierenden der Technischen Hochschulen, in akademischer und wissenschaftlicher Richtung entwickelt. Ihr Ziel war und ist noch heute die systematische Erforschung der Flugvorgänge beim Segeln geblieben. Es unterliegt dabei keinem Zweifel, auch auf englischer Seite nicht, daß die aerodynamischen und konstruktiven Erkenntnisse, die von uns in den vergangenen Jahren auf dem Gebiete des Segelfluges gewonnen wurden, grundlegend für den Bau von Leichtflugzeugen geworden sind.

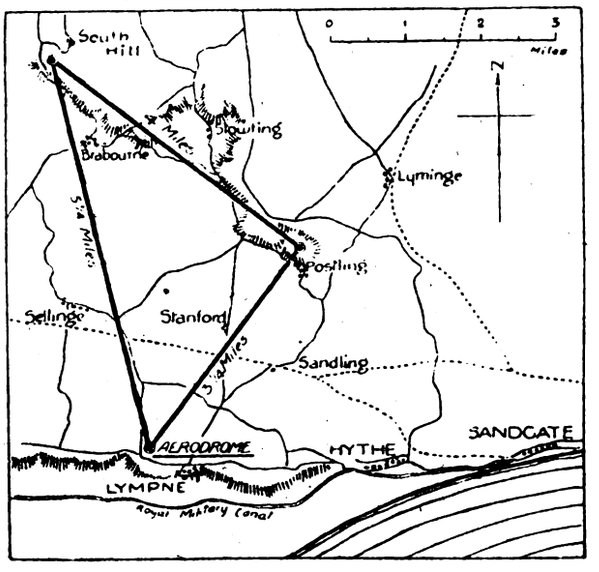


Abb. 1. Skizze der Flugstrecke.

Anders dagegen verlief die Entwicklung in England. Hier war es in erster Linie die Flugindustrie, die sich der neuen Bewegung angenommen hatte. Es liegt im Wesen der Industrie, weniger nach den theoretischen Möglichkeiten, sondern in erster Linie nach den realen Aussichten einer Neuerung zu fragen. Infolgedessen ist es nicht verwunderlich, daß die reine Segelflugbewegung nur einen kurzen Auftakt in England erlebte, um alsdann als erledigt zu den Akten gelegt zu werden. Es gibt ferner wohl kein anderes Land, das so dazu vorher bestimmt gewesen wäre, das Kleinflugzeug hervorzubringen, wie gerade England. Besitzt es doch zurzeit sicherlich die am höchsten entwickelte und leistungsfähigste Kleinmotorenindustrie. Diese Tatsache drückt sich vor allem darin aus, daß von den 19 in Lympne am Start erschienenen Maschinen 16 englischer Herkunft waren, obwohl der Wettbewerb größtenteils auch Ausländern offen stand. Letztere waren durch die Bestimmung etwas im Hintertreffen, daß das maximale Hubvolumen der Motoren 750 cm³ nicht überschreiten durfte. Es erscheint wahrscheinlich, daß vor allem auch mehr Franzosen am Wettbewerb teilgenommen hätten, wenn stärkere Motoren zugelassen gewesen wären. Für Motoren der genannten Größe standen der englischen Industrie in dem »Douglas«, dem »Blakburne« und dem »ABC«-Motor überlegene Marken zur Verfügung.

Den Anstoß zu dem Wettbewerb gab eine Preisstiftung des Duke of Sutherland in Höhe von 500 Pfund, die der Maschine zufallen sollte, welche mit einer Gallone Benzin (4,53 l) die größte Flugstrecke bedecken konnte. Der Motor durfte dabei ein Hubvolumen von 750 cm³ nicht überschreiten. Diese Ausschreibung war national, d. h. sie stand nur britischen Piloten und britischen Erzeugnissen offen. Die Anregung zu diesem Wettbewerb fand regen Widerhall in den Kreisen der englischen Flugindustrie, und so gut wie alle angesehenen Firmen nahmen die Konstruktion eines entsprechenden Kleinflugzeuges auf. Auf diese Weise kamen 28 Meldungen zustande, darunter zwei Belgier (Poncelet) und ein Franzose (Peyret).

Weiterhin standen an Preisen zur Verfügung 1000 Pfund seitens der »Daily Mail« mit denselben Bedingungen wie beim Sutherland-Preis, jedoch war diese Ausschreibung international. Als Mindeststrecke waren 50 Meilen vorgeschrieben. Für die größte Geschwindigkeit hat die bekannte Zigarettenfirma Abdulla einen Preis von 500 Pfund ausgeschrieben, der auch ausländischen Bewerbern offen stand. Ferner standen zweimal 150 Pfund für die größte Rundenzahl zur Verfügung, die während des ganzen Wettbewerbes zurückgelegt wurden. Als Mindestleistung waren 400 Meilen (643 km) gefordert. Dieser Preis war von der Gemeinschaft der Motorenfabrikanten und Fahrrad- und Motorräderfabrikanten gestiftet worden. Für die größte Flughöhe war ferner der »Weakfield-Preis« in Höhe von 150 Pfund ausgeschrieben.

Alle Maschinen mußten sich vor ihrer Zulassung einer sog. Transportprüfung unterziehen. Die Prüfung bestand darin, daß die Maschinen innerhalb von 3 h abmontiert, durch ein Zauntor gefahren und auf der Landstraße über eine Entfernung von einer Meile befördert werden mußten. Da die Geschwindigkeit der Montage nicht besonders gewertet wurde, hatten die meisten Konstrukteure auf faltbare Flügel verzichtet. Bei dem Wettbewerb für den sparsamsten Benzinverbrauch erfolgte die Benzinzuteilung derart, daß jeder Maschine eine Gallone und ein kleiner Zuschuß zugeteilt wurden. Nach der Landung wurde der verbliebene Rest nachgemessen und auf die Leistung entsprechend aufgewertet. Dieses Verfahren sollte den Bewerbern erlauben, ihre Gallone voll auszufliegen und noch auf dem Flugplatz zu landen. Jeder Flug wurde nur gewertet, wenn das Flugzeug die Ziellinie vorschriftsmäßig überflogen und in Lympne gelandet war. Bei Außenlandungen wurde der Flug nicht gewertet. Wurde bei diesen Flügen weniger als eine Gallone verbraucht, so wurde trotzdem eine ganze Gallone als verbraucht gewertet.

Bei dem Geschwindigkeitswettbewerb wurden zwei Runden von insgesamt 25 Meilen (ungefähr 40 km) durchflogen.

Für den Austrag des Wettbewerbes wurde das Flugfeld bei Lympne in der Nähe von Hythe (Kent) gewählt, ein Zwischenlandeplatz für die den Kanal kreuzenden Verkehrsflugzeuge. Die dreieckige Flugstrecke führte zunächst über 3¼ Meilen in nordöstlicher Richtung nach einem kleinen Ort Postling, von dort etwa 4 Meilen nordwestlich zu einem Wendepunkt bei South-Hill und von dort über 5¼ Meilen zum Flugplatz zurück. Die Strecke von Postling nach South-Hill führte an einer Hügelkette entlang, um den Wettbewerbern unter Umständen die Möglichkeit zu geben, den dort auftretenden Aufwind auszunutzen. Es ist mir jedoch nicht bekannt geworden, daß ein Wettbewerber tatsächlich irgendwelchen praktischen Vorteil aus dieser Möglichkeit gezogen hätte. Die Anlage der Flugstrecke war derart, daß die Flugzeuge auf der ganzen Strecke im Gesichtskreis der Zuschauer auf dem Flugfelde blieben.

Die Flugzeuge waren in geräumigen Hallen untergebracht. Die Teilnehmer an dem Wettbewerb hatten meist Quartier in Lympne oder in Hythe genommen. Dort selbst war in dem Hotel »Imperial« der Mittelpunkt der flugtechnisch interessierten Kreise und vor

Digitized by Google

allem auch der Mitglieder des Aero-Clubs, in deren bewährten Händen die glänzende Organisation und die mustergültige Durchführung des Wettbewerbes lag.

Die Flugzeuge und ihre Motoren.

Zur Erringung der Preise, die für den sparsamsten Benzinverbrauch auf größter Strecke ausgeschrieben waren, waren von den Konstrukteuren zwei verschiedene Wege eingeschlagen worden. Die Mehrzahl versuchte es durch den Einbau von Motoren, welche die obere vorgeschriebene Grenze des Hubvolumens besaßen. Eine relativ kleine Gruppe, die eigentlich nur aus den beiden »Wrens« und dem kleinen »Handley Page«-Eindecker bestand, hatte sich für die Wahl möglichst schwacher Motoren (398 cm³) entschieden. Es war von vornherein klar, daß diese Flugzeuge sehr große Aussichten bei günstigen Witterungsverhältnissen besaßen, während

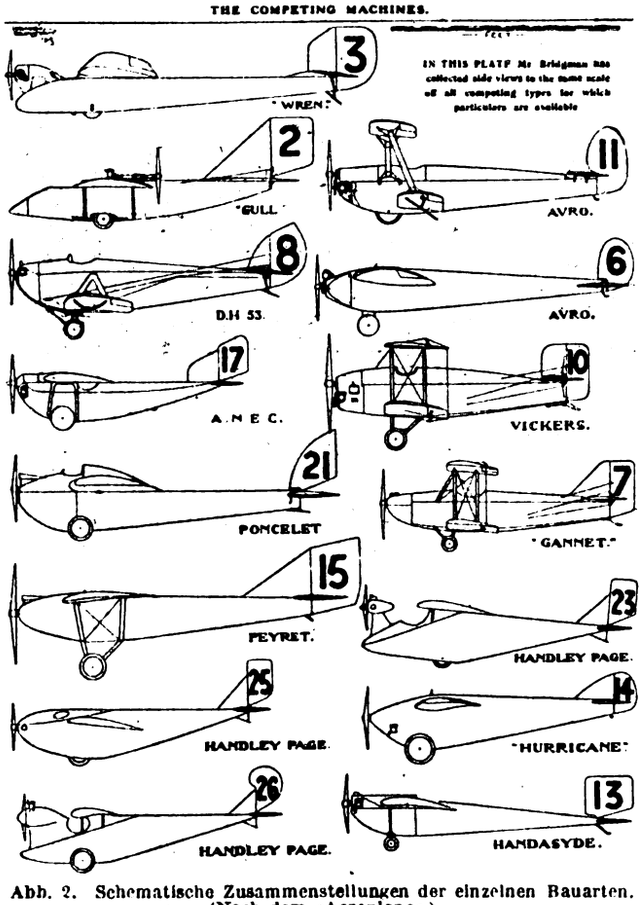


Abb. 2. Schematische Zusammenstellungen der einzelnen Bauarten. (Nach dem »Aeroplane«.)

die Gruppe mit den stärkeren Motoren bei schlechtem Wetter und stärkerem Wind größere Leistungsfähigkeit beweisen mußte. In der Tat wurde der Gallonenpreis zur allgemeinen Überraschung sowohl von dem kleinen »Wren« als auch von dem ANEC-Eindecker, der einen 650 cm³-Blackburnmotor besaß, gewonnen.

Die schwachmotorigen Flugzeuge stellten gewissermaßen die unmittelbaren Verbindungsglieder zwischen Segelflugzeug und Motorflugzeug dar, und zwar nicht nur in konstruktiver Hinsicht, sondern auch in entwicklungsgeschichtlicher Beziehung. Der »Wren« dürfte eines der ersten schwachmotorigen Kleinflugzeuge sein, das überhaupt in der Welt gebaut worden und erfolgreich geflogen ist. Die nahe Verwandtschaft mit dem Segelflugzeug kam bei den schwachmotorigen Maschinen äußerlich stark zum Ausdruck, während die Vertreter der anderen Richtung mehr als Verkleinerungen gebräuchlicher Flugzeugtypen wirkten. Charakteristisch war für die Anhänger der ersten Richtung die Anlage des Führersitzes vor dem Vorderholm nach Art der Segelflugzeuge. Im allgemeinen Aufbau kamen wohl bei keinem der Flugzeuge absolut neuartige Gedanken zur Ausführung, jedoch war eine Fülle interessanter Einzelkonstruktionen festzustellen, auf die bei der Beschreibung der einzelnen Flugzeuge nachher eingegangen werden soll. Am verblüffendsten wirkte vor allem die Tatsache, daß alle Flugzeuge, die doch in ihrer Art etwas durchaus Neues darstellten, trotz der ohne Änderung verwendeten Motorradmotoren, trotz der rasch laufenden winzigen Luftschrauben und trotz mancher aerodynamischer Mängel vom Boden frei kamen und flogen, und zwar durchweg in hervorragendem Stil. Kurz gesagt, es war erstaunlich und bewundernswert, daß diese neuartige Veranstaltung gewissermaßen auf Anhieb zur erfolgreichen Durchführung gelangen konnte.

Bevorzugt waren Hochdeckerbauarten mit Flügelstielen. Der »Parnall-Pixie« und die »De Havilland«-Eindecker stellen die ersten Tiefdeckerbauarten nach Junkerschem Muster dar, die in England überhaupt gebaut worden sind. Mit Ausnahme der Gnosspelius »Möwe« und der beiden Doppeldecker waren durchweg dicke Profile verwendet worden. Die allgemeine konstruktive Ausführung der Flugzeuge war gut, jedoch war z. B. die Ausführung der Tragflügel größtenteils noch nicht in gleicher Weise entwickelt wie an unseren erfolgreichen Segelflugzeugen. Eine so vollendete und vorbildliche Flügelbauart, wie wir sie vom »Vampyr« oder »Konsul« her kennen, war in England nicht vertreten. Man sah z. B. Konstruktionen, bei welchen die Flügelnase zwar mit Sperrholz abgedeckt war, jedoch nur auf der Saugseite, so daß die außerordentlichen statischen Vorteile einer torsionsfesten Flügelnase nach Art der Vampyrkonstruktion nicht ausgenutzt waren. Die Vorteile der starren Flugzeugnase kamen im übrigen dadurch wieder teilweise in Wegfall, daß das Sperrholz an einer Maschine in falscher Richtung aufgebracht war und sich verzog.

Die Steuerflächen waren in Anlehnung an die Erfahrungen mit Segelflugzeugen durchweg reichlich bemessen, insbesondere fiel die Größe der Verwindungsklappen auf. Dementsprechend war die Steuerbarkeit aller Maschinen sehr gut im Gegensatz zu den ungünstigen Erfahrungen, die die Engländer im vorigen Jahr bei Itford Hill und die wir in der Rhön an Segelflugzeugen festgestellt haben. Von englischer Seite wird die Verbesserung der Steuerfähigkeit bei den Kleinflugzeugen in erster Linie auf die größere Festigkeit, insbesondere auf die größere Verdrehungssteifigkeit der Flügel zurückgeführt. Es scheint mir jedoch wahrscheinlich, daß hierbei noch andere Einflüsse mitspielen. Vor allen Dingen waren bei den meisten Flugzeugen die Längs- und Seitenmomente durch größeren Abstand des Leitwerks vom Schwerpunkt stärker ausgeglichen als bei den üblichen Segelflugzeugbauarten.

Die Rümpfe waren meist als Gitterträger aus Holz ausgeführt und mit Stoff bespannt. Vollständige Ausführungen in Sperrholz waren selten. Eine neuartige Bauart stellt der faßähnlich aus längslaufenden Holzstreifen und runden Spanten aufgebaute Rumpf der »Möwe« dar. Hinsichtlich des Fahrgestelles war bei den meisten Konstruktionen das Bestreben vorherrschend, seinen Aufbau möglichst zu vereinfachen, wobei man zum Teil so weit ging, die Fahrgestellachse im Rumpf selbst zu lagern und die Räder zum größten Teil in den Rumpf eintauchen zu lassen. Ein kleines Fahrgestell normaler Bauart besaßen eigentlich nur die »De Havilland«-Eindecker.

Der Motoreinbau erfolgte bei den meisten Maschinen in der Rumpfspitze, beziehungsweise in einem Aufbau auf den Rumpfvorderteil. Eine Ausnahme hiervon machte lediglich die »Möwe« von Gnosspelius, bei der das Problem in sehr hübscher Weise durch einen Zweischraubenantrieb gelöst war. Diese Methode bietet einerseits den Vorteil, den Wirkungsgrad η_{max} der Schrauben durch die Untersetzung der Drehzahl und Verringerung der Flächenleistung N/F zu verbessern. Bei Annahme einer Flächenleistung (Leistung: Schraubenkreisfläche) von $N/F = 5\,\mathrm{PS/m^2}$ ergibt sich z. B. für eine Einzelschraube bei Annahme einer Fluggeschwindigkeit $v = 18$ m/s auf Grund der Propellertheorie ein maximaler Wirkungsgrad von $\eta_{max} = 0{,}84$. Bei Verdoppelung der Schraubenkreisfläche, also bei Zweischraubenantrieb, erhält man $\eta_{max} = 0{,}90$. Es ist also beim Doppelschraubenantrieb eine nicht unwesentliche Verbesserung des Wirkungsgrades möglich[1]). Nachteilig bei dieser Anordnung ist die Tatsache, daß der Führer durch den hinter seinem Kopf eingebauten Motor etwas mehr gefährdet ist als bei vorn liegendem Einbau. Unangenehm ist ferner der Umstand, daß man den Motor auf diese Weise nicht längere Zeit auf Stand mit Vollgas abbremsen kann, da er außerhalb des Schraubenstrahles liegt und infolgedessen nach kurzer Zeit warm wird.

Überraschend wenig Konstrukteure hatten die Vorteile untersetzter Drehzahlen und größerer Propellerdurchmesser wahrgenommen. Im allgemeinen war aus Einfachheitsgründen der direkte Antrieb gewählt worden. Neben dem bereits erwähnten Nachteil hinsichtlich des Wirkungsgrades ergab sich dabei ferner für verschiedene Flugzeuge die Unmöglichkeit, die volle Drehzahl des Motors z. B. beim Starten auszunutzen, da letztere beim Douglasmotor zwischen 5- und 6000 Umdrehungen liegt. So konnten z. B. die »De Havilland«-Eindecker ihren Motor höchstens auf 3000 Umdrehungen kommen lassen. Eine günstigere Lösung des Antriebes zeigten »Avro«, »Parnall«, »Pixie« und »Vickers« und »Hurricane«.

[1]) Dabei ist allerdings die Verschlechterung des mechanischen Wirkungsgrades durch den Kettenantrieb noch zu berücksichtigen.

Digitized by Google

die eine Kettenuntersetzung von 1 : 2,5 besaßen. Zweifellos sicherte die Untersetzung dem »Parnall Pixie II« zum großen Teil seine Überlegenheit in der Geschwindigkeitsprüfung[1]).

Bei dem Sergeantmotor betrug die Untersetzung 3 : 1 und wurde durch ein eingebautes Getriebe besorgt.

Von den Motoren waren folgende Marken unmittelbar der Motorradindustrie entnommen: ABC (398 cm³), »Blackburne« (698 cm³), »Douglas« (500 und 750 cm³). »ABC«- und »Douglas«-Motore besitzen zwei horizontal gegenüber liegende Zylinder, während der »Blackburne« V-förmige Anordnung zeigt. Der »Sergant-Motor« ist ein luftgekühlter Vierzylinder-Reihenmotor. Die Kühlung erfolgt dadurch, daß die Luft von einem vornliegenden Trichter aufgefangen wird und von diesem dem die Zylinder umgebenden Kühlmantel zugeführt wird. Der »Carden-Motor« war der einzige Zweitakt, der auf dem Wettbewerb vertreten wär. Es handelt sich um einen Zweizylinder-Reihenmotor mit normaler Rippenkühlung.

Der Einbau der Motoren erfolgte zumeist mit Hilfe eines kleinen Gerüstes aus Stahlröhren, das mit einer Blechhaube aus Aluminium ummantelt wurde. Über die besonderen Erfahrungen betriebstechnischer Art, die sich mit diesen Motoren ergeben haben, soll am Schluß noch berichtet werden.

Bemerkenswert ist bei den sämtlichen Eindeckerkonstruktionen im übrigen noch der Einbau der Geschwindigkeitsmesser. Letztere waren als Staudruckmesser ausgebildet, und zwar erfolgte die Anbringung des Staurohres etwa ½ bis ¾ m vor der Vorderkante z. B. mit Hilfe eines aus der Tragfläche herausragenden Rippenstegs. Wenngleich auch diese Anordnung noch keine absolute Gewähr dafür geben dürfte, daß das Staugerät dadurch dem Einfluß der Flügelströmung vollkommen entzogen ist, so erscheint mir die Anordnung deshalb bemerkenswert, weil es in unserem Lande immer noch Konstrukteure gibt, die ihren Geschwindigkeitsmesser unmittelbar über der Flügelnase, also gerade im Gebiete der größten Beschleunigung der Flügelströmung, einzubauen pflegen.

In der nachfolgenden Zahlentafel sind die Abmessungen der einzelnen Flugzeuge zusammengestellt.

Gnosspelius »Gull«. Das Flugzeug ist ein Hochdecker mit spindelförmigem Rumpf. Die Flügel sind durch zwei kurze Stiele auf jeder Seite gegen den Rumpf hin verstrebt. Im Gegensatz zu den anderen Eindeckern besitzt diese Maschine ein dünnes Profil. Es war daher konstruktiv schwierig, eine genügende Festigkeit zu erreichen, so daß sich bei starkböigem Wetter gefährliche Schwingungserscheinungen einstellten, die die Steuerfähigkeit der Maschine in Frage stellten. Bei ruhigem Wetter waren die Flugeigenschaften sehr gut. Das Flügelprofil wies eine besondere Neuerung auf, nämlich eine im ersten Drittel der Sehne auf der Saugseite angeordnete kleine Stufe, durch welche der Profilwiderstand vermindert werden soll. Diese Neuerung stammt von dem Konstrukteur Major O. Gnosspelius, einem verdienstvollen Pionier des englischen Flugwesens. Die Ergebnisse der Versuche mit dieser Neuerung wurden allerdings nicht im Windkanal, sondern an einem besonderen Pendelapparat gewonnen, so daß es noch abzuwarten bleibt, wie sich diese auf den ersten Blick paradox erscheinende Querschnittsform des Flügels bei Windkanalversuchen und größeren Kennwerten verhält. Über den Aufbau des Rumpfes und den Motoreinbau ist bereits oben berichtet worden. Die Propellerwellen sind auf Kugeln gelagert und sitzen in exzentrischen Buchsen, die ihrerseits in einem Rohr gelagert sind. Auf diese Weise ist eine sehr einfache Nachstellung der Ketten durch Drehung der Buchsen möglich. Die Steuerflächen sind sehr reichlich bemessen. Der Führersitz ist in der Rumpfspitze vor dem Vorderholm angeordnet. Die Fahrstellachse ist im Rumpf selbst gelagert, die Räder sehen nur zur Hälfte aus dem Rumpf heraus. Das Flugzeug ist von Short Bros, Rochester, erbaut worden.

»Wren.« (English Electric Co.) Die Flugzeuge entsprechen mit wenigen Abänderungen dem bekannten Urbild des »Wren«. Es sind Hochdecker mit frei tragenden Flügeln. Im Gegensatz zu

Abb. 3. Der »Wren«.

der ursprünglichen Bauart besitzen die beiden Flugzeuge eine gerade Vorderkante ohne Pfeilstellung, dafür ist die Hinterkante stärker nach vorn gezogen worden. Mit Rücksicht auf die vorgeschriebene Transportprüfung ist die Spannweite der Schwanzfläche etwas verkleinert worden. Der Rumpf besitzt rechteckigen Querschnitt; er ist in der üblichen Bauart als Gitterträger mit Stoffbespannung ausgeführt. In origineller Weise ist der Motoreinbau durchgeführt, indem auf den Rumpfvorderteil eine Art Nase aufgesetzt ist, die den Motor trägt. In der hinteren, dem Führer zugewandten, Abschrägung der Nase sind in sehr gefälliger Weise die Instrumente eingebaut worden. Der Führersitz befindet sich unmittelbar vor dem Vorderholm, und zwar ist für den Kopf des Führers eine halbkreisförmige Aussparung in der Vorderkante vorgenommen worden. Auf Grund unserer Erfahrungen mit dem »Greif« muß diese Lösung vom aerodynamischen Standpunkt aus als ungünstig bezeichnet werden. Aus dem gleichen Grunde hat man scheinbar auch versucht, diese Aussparung durch Stoffbespannung zu verkleinern. Das Fahrgestell ist in ähnlicher Weise wie bei der »Möwe« ausgeführt, d. h. es besteht aus einer unmittelbar im Rumpf gelagerten Achse und in den Rumpf eintauchenden Rädern.

Avro-Doppeldecker (A. V. Roe & Co.). Dieses Flugzeug ist ein einstieliger Rumpfdoppeldecker mit sehr ausgesprochener Staffelung und gleichzeitiger V-Stellung der Flächen. Das Profil der

[1]) Die Flugzeuge mit untersetzten Schrauben konnten infolge des verminderten Schwungmomentes auf ein besonderes Schwungrad nicht verzichten, während die anderen Maschinen zum Teil unmittelbar den Propeller hierzu benutzten.

Zahlentafel 1. (Nach »The Aeroplane«.)

Bezeichnungs-Nr.	Flugzeug	Motor	Typ	Spannweite m	Länge m	Flächentiefe m	Fläche m²	Leergewicht kg	Fluggewicht kg	Flächenbelastung kg/m²
2, 19	Gnosspelius »Gull«	698 cm³ Blackburne	Eindecker	11,1	5,95	1,67(max)	13,2	183	226	17,1
3, 4	E. E. C. »Wren«	398 cm³ A. B. C.	Eindecker	11,3	7,40	1,52(max)	17,2	105	185	10,7
5, 11	Avro, Typ 558	500 cm³ Douglas	Doppeldecker	9,15	6,02	0,92	15,4	136	218	14,2
6	Avro, Typ 560	698 cm³ Blackburne	Eindecker	11,0	6,40	1,63 0,92	12,8	129	213	16,6
7	Gloster »Gannet«	750 cm³ Carden	Doppeldecker	5,5	5,0	0,94	9,6	128	208	21,6
8, 12	De Havilland 53	750 cm³ Douglas	Eindecker	9,15	6,0	1,37	11,1	140	222	20
9	Parnall »Pixie« I	500 cm³ Douglas	Eindecker	8,85	–	–	–	–	–	–
10	Vickers »Viget«	750 cm³ Douglas	Doppeldecker	7,6	5,36	1,30	18,6	179	260	14
13	Raynham (Handasyde)	750 cm³ Douglas	Eindecker	9,15	5,86	1,52	12,5	–	–	–
14	R. A. E. »Hurricane«	600 cm³ Douglas	Eindecker	7,0	5,38	1,47(max)	7,4	–	236	32
15, 22	Peyret	750 cm³ Sergeant	Eindecker	10,0	7,0	–	14,9	–	–	–
16, 21	Poncelet	750 cm³ Sergeant	Eindecker	11,2	6,58	–	19,9	–	–	–
17, 18	A. N. E. C.	698 cm³ Blackburne	Eindecker	9,8	4,75	1,37	13,5	131	210	15,5
23	Handley Page	500 cm³ Douglas	Eindecker	11	5,64	1,52 1,02	15,6	–	218	14
25	»	398 cm³ A. B. C.	Eindecker	11	5,19	1,52 1,02	14,6	–	195	13,3
26	»	698 cm³ Blackburne	Eindecker	6,1	5,19	1,0	5,8	–	226	39

Für Nr. 24 (Parnall »Pixie II« waren nähere Angaben nicht erhältlich, desgl. für die unter 1, 20, 27 und 28 gemeldeten Flugzeuge, die nicht in Lympne erschienen waren.

Digitized by Google

Flächen ist R. A. F. 15, das bekannte englische dünne Profil. Die Verstrebung der beiden Flächen erfolgt lediglich durch je einen Baldachinstiel in der Mitte und einen Endstiel. Die Stiele sind massive Spruce-Streben mit Tropfenquerschnitt, in deren geschlitzten Enden die V-förmigen Strebenanschlüsse aus Duraluminiumblech eingenietet sind. Die Strebenanschlüsse sind dabei derart

Abb. 4. Die »Gull von Gnosspelius«.

ausgeführt, daß sie sowohl an dem Vorder- als auch an dem Hinterholm an besonderen Anschlußteilen befestigt werden können. Die erforderliche Versteifung der Zelle erfolgt durch Auskreuzung mit Stahldraht. Die Haupttragkabel sind doppelt ausgeführt. Außer der Diagonalverspannung waren noch besondere Widerstandsdrähte, die von der Rumpfspitze zu den Flächen führten, vorgesehen. Einen sehr zuverlässigen Eindruck erweckte dieser Aufbau der Zelle nicht, da die einfach aus Aluminiumblech herausgeschnittenen Strebenanschlüsse nicht biegungssteif genug erschienen, so daß die ganze Sicherheit der Konstruktion buchstäblich an den wenigen Drähten hängt. Die Unterflügel liegen dicht über dem Boden infolge des niedrigen Fahrgestells mit unmittelbar im Rumpf gelagerter Achse. Aus diesem Grunde sind an den Enden der Unterflügel elastische Schutzbügel vorgesehen. Der innere Aufbau der Flächen erfolgt in normaler Weise durch zwei Kastenholme aus Spruce und Rippen mit Sprucegurten und Sperrholzstegen. Die Verwindungsklappen sind in beiden Decks angeordnet. Der Rumpf besitzt vier Längsträger und ist als Gitterträger im Dreieckverband ausgeführt. Die Knotenbleche werden durch einzelne Sperrholzstücke gebildet, mit welchen die Diagonalstreben vernagelt und verleimt sind. Die Bespannung des Rumpfes besteht aus Stoff. Der 500 cm^3-Douglas ist im Vorderteil angeordnet. Der Einbau erfolgt mit Hilfe von zwei Duraluminiumplatten auf jeder Rumpfseite, die durch Rohre verbunden sind, auf welchen der Motor ruht. Der Propeller ist oberhalb des Kurbelgehäuses und des Magnetes auf Kugeln gelagert. Die Kraftübertragung erfolgt durch eine Gallsche Kette bei einer Untersetzung von 2,5. Diese vorbildliche Anordnung ermöglicht die Anwendung eines Propellers von großem Durchmesser und sichert dadurch einen günstigen Wirkungsgrad. Die Falltanks für Benzin und Öl sind auf den oberen Rumpflängsträgern unmittelbar hinter dem Motor eingebaut. Zwischen Tank und Vergaser ist ein großes Benzinfilter eingeschaltet.

Die beiden 22″-Räder sind auf einer Stahlrohrachse befestigt, die im Rumpf elastisch gelagert ist, so daß nur die Hälfte der Räder aus dem Rumpf heraussieht. Das ovale Seitensteuer ist ausgeglichen und besitzt keine Flosse. Bemerkenswert ist der relativ große Abstand des Leitwerkes vom Schwerpunkt, was im Verein mit der geringen Flächentiefe der Tragflügel einen sehr stabilen Ausgleich der Längsmomente mit sich bringt. Alle Avro-Maschinen sind wegen ihrer hohen Eigenstabilität bekannt, und auch diese Maschine soll eine derartige große Eigenstabilität besitzen, daß sie mit losgelassenem Steuer geflogen werden kann.

»Avro«-Eindecker. (A. V. Roe & Co.) Der Avro-Eindecker ist ein freitragender Hochdecker mit trapezförmigen Flügeln und nach außen stark abnehmender Flügeldicke. Als Profil dient ein bikonvexer Flügelschnitt, wie sie neuerdings in Amerika untersucht worden sind. Der innere Aufbau der Flügel erfolgt in ähnlicher Weise wie beim Doppeldecker durch zwei aus Sprucegurten und Spruce-Sperrholzwänden bestehende Kastenholme. Auch die Rippen besitzen Sprucegurten mit T-Querschnitt, jedoch ist statt der sonst üblichen Stege eine Gitterträgerkonstruktion aus dünnen Aluminiumprofilen gewählt worden. Der Tragflügel ist zweiteilig, die beiden Flügel stoßen in der Mitte des Rumpfes zusammen und werden dort mit Hilfe zweier Verbindungsstücke verschraubt. Interessant ist hierbei noch der Einbau des Geschwindigkeitsmessers innerhalb des linken Flügels, so daß bei der Montage die Verbindungsrohre vom Staugerät zum Manometer nicht gelöst werden brauchen.

Der Rumpf ist in ähnlicher Weise wie beim Doppeldecker im Dreieckverband ohne Drahtverspannung ausgeführt und mit Stoff überzogen. Der Motoreinbau erfolgt in einer außerordentlich einfachen Weise an einer das Vorderteil des Rumpfes abschließenden Aluminiumplatte, an welcher der Motor unmittelbar mit seinen Gehäuseschrauben angeschraubt wird. Der Propeller sitzt auf der Kurbelwelle, wobei ein besonderes Kugeldrucklager im vorderen Teil des Kurbelgehäuses eingebaut worden ist. Der Benzintank befindet sich unmittelbar vor dem Vorderholm im oberen Teil des Rumpfes. Durch Anordnung eines besonders langen Ansaugrohres ist eine Fallbenzinanlage geschaffen worden. Der Führersitz liegt zwischen den beiden Holmen. Der im Querschnitt rechteckige Rumpf läuft hinten in eine horizontale Schneide aus und trägt dort das ausgeglichene ovale Seitenruder und die rechteckige Dämpfungsfläche mit zwei halbkreisförmigen Höhenrudern. Die Betätigung des Höhenruders erfolgt durch eine Stoßstange. Die Verwindungsklappen und das Seitenruder werden durch Kabel betätigt.

Zur Aufnahme der Fahrgestellachse und der Stoßfänger dienen zwei gedrungene Achsträger, die aus je zwei Streben und einer entsprechenden Verkleidung gebildet werden. Die untere Verkleidung besteht aus Blech und besitzt eine schlitzförmige Aussparung für die Achse. Die Anlaufräder sind bei diesem Flugzeug aus Holz nach Art der bei uns im Kriege gebräuchlichen Ersatzkonstruktionen gefertigt.

Gloucestershire »Gannet« (Gloucestershire Aircraft Co.). Diese Maschine ist ein Musterbeispiel für das bereits einleitend angedeutete Verfahren, ein Kleinflugzeug gewissermaßen durch maßstäbliche Verkleinerung eines normalen Doppeldeckers zu gewinnen. Die Zelle ist einstielig und in der üblichen Art mit Hilfe eines Baldachins aufgebaut. Bemerkenswert ist jedoch, daß die Flügel zu beiden Seiten des Baldachins nach hinten gefaltet werden können, wobei das hintere Ende der Baldachinfläche nach oben geklappt wird, wodurch der Transport der Maschine sehr erleichtert wird. Das Zurückfalten der Flügel kann mit Hilfe einfacher Verbindungsstücke und Federbolzen in sehr kurzer Zeit bewirkt werden. Das Flügelprofil ist verhältnismäßig dick. Der innere Aufbau erfolgt in der üblichen Weise mit Hilfe von Doppel-T-Holmen aus Spruce und Sprucerippen mit ausgesparten Stegen. Zur Verstrebung der Zelle dienen Profilstahlrohre, die Verspannung erfolgt durch profilierten Stahldraht. Der Rumpf besitzt ungefähr quadratischen Querschnitt und ist bis auf die Oberseite ganz aus Sperrholz ausgeführt. Auf die Oberseite ist eine halbrunde mit Stoff überzogene Verkleidung aufgesetzt. Der Zweitakt-»Carden«-Motor, der besonders für dieses

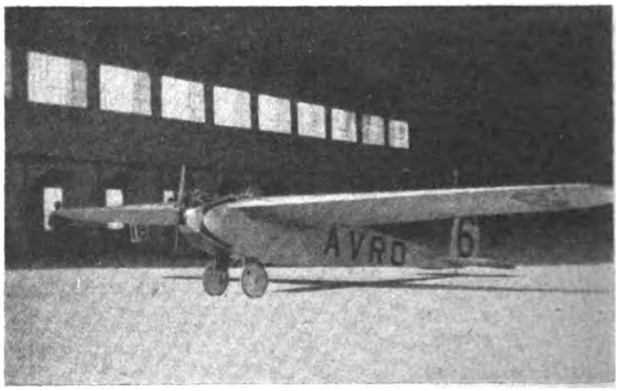


Abb. 5. »Avro-Eindecker«.

Flugzeug konstruiert wurde, ist mit Hilfe eines Stahlrohrgestelles im Vorderteil des Rumpfes an einen feuersicheren Spant befestigt und mit einem gefälligen Aluminiumgehäuse verkleidet. Der Propeller sitzt unmittelbar auf der Kurbelwelle. Der Falltank ist in der Baldachinfläche eingebaut.

Das Fahrgestell besteht aus den üblichen V-förmigen Streben mit gefederter Achse. Höhen- und Seitenleitwerk sind nicht ausgeglichen.

»De Havilland«-Eindecker. (De Havilland Aircraft Co.) Auch dieses Flugzeug, das als Tiefdecker gebaut ist, wirkt wie die Storchschnabelverkleinerung einer großen Maschine. Die Flügel sind rechteckig und an den Enden elliptisch abgerundet. Das Profil

Digitized by Google

ist verhältnismäßig dick, und zwar liegt die größte Ordinate etwa im ersten Drittel der Spannweite von der Mittellinie aus gerechnet. An diesem Punkte greifen an jeder Seite zwei V-Stiele an, welche die Flügel nach der Oberkante des Rumpfes hin versteifen. Der Rumpf ist von rechteckigem Querschnitt und läuft in eine senkrechte Schneide aus. Der Führersitz ist über den Holmen angebracht. Der im Vorderteil angeordnete 750 cm³-»Douglas« treibt

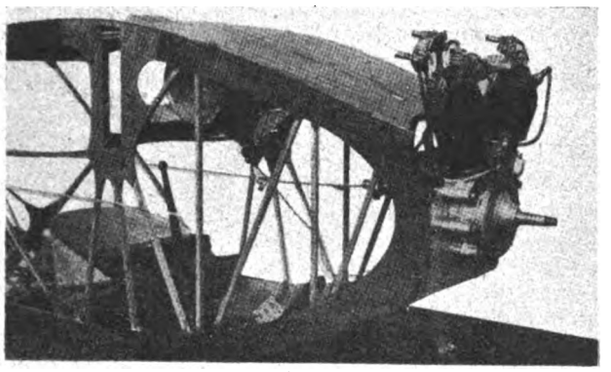


Abb. 6. Motoreinbau beim »Avro-Eindecker«.

die Schraube unmittelbar an. Das Fahrgestell ist buchstäblich eine Miniaturausgabe des normalen De Havilland-Fahrgestelles mit Stoßdämpfern in der hinteren Strebe, wie es besonders durch den D. H. 34 bekannt geworden ist. Höhen- und Seitenruder sind unausgeglichen. Obwohl das Flugzeug nicht auf die Erringung eines Preises hin konstruiert war, wies es doch im Durchschnitt hervorragende Flugleistungen auf. Die konstruktive Durchführung war von einer mustergültigen Präzision, und die große Bausicherheit wurde durch alle Arten von Luftakrobatikflügen in überzeugender Weise bewiesen.

Raynham. (Handasyde.) Dieser Hochdecker besitzt im wesentlichen einen rechteckigen Flügelumriß und ein dickes Göttinger Profil (430?). Der in einem Stück ausgeführte Flügel ist auf der Unterseite verstrebt, und zwar führt auf jeder Seite ein Stiel zum Vorderholm und je ein Draht zum Hinterholm. Diese etwas eigenartig anmutende Bauart wurde mit Rücksicht auf den verhältnismäßig weit zurückliegenden Druckmittelpunkt gewählt. Diese Eigenschaft des Druckmittelpunktes erlaubt es auch, den Führersitz hinter dem Hinterholm in einem Ausschnitt der Fläche anzuordnen. Die Flügelholme sind mit einfachen Beschlägen unmittelbar auf den Rumpflängsträgern befestigt. Der im Querschnitt

Abb. 7. Raynham beim Abbremsen seines Motors.

rechteckige Rumpf ist ganz aus Sperrholz aufgebaut und besitzt nur eine geringe Verkleidung des Führersitzes. Die Anlage des Führersitzes ist sowohl vom aerodynamischen Standpunkt aus als auch im Hinblick auf den Ausblick nicht besonders günstig. Der Führer muß ziemlich weit mit seinem Körper aus dem Rumpf herausragen, um etwas zu sehen, und bietet dadurch einen relativ großen Widerstand. Der Motor ist unmittelbar auf den oberen Rumpflängsträgern gelagert. Infolge dieser Anordnung ist eine Druckbenzinanlage erforderlich, was für einen derartigen Flugzeugtyp nicht gerade vorteilhaft erscheint. Soweit mir bekannt ist, war dieses Flugzeug auch das einzige, das keinen Falltank besaß. Der Propeller sitzt unmittelbar auf der Motorwelle und ersetzt gleichzeitig das Schwungrad. Die maximale Drehzahl des 750 cm³-Douglas beträgt hierbei 2500. Der Rumpf läuft hinten in eine horizontale Schneide aus und trägt dort das ausgeglichene Höhen- und Seitenruder ohne Flossen. Das Fahrgestell besteht aus zwei kurzen Stummeln, in deren gabelförmigen Enden die Radachse mit Gummiringen elastisch befestigt ist, wobei sie in einer falschen Achse von schalenartigem Querschnitt ruht.

Hurricane. (Royal Aircraft Establishment Aero Club.) Dieser Hochdecker besitzt eine sehr interessante und von der Norm ab-

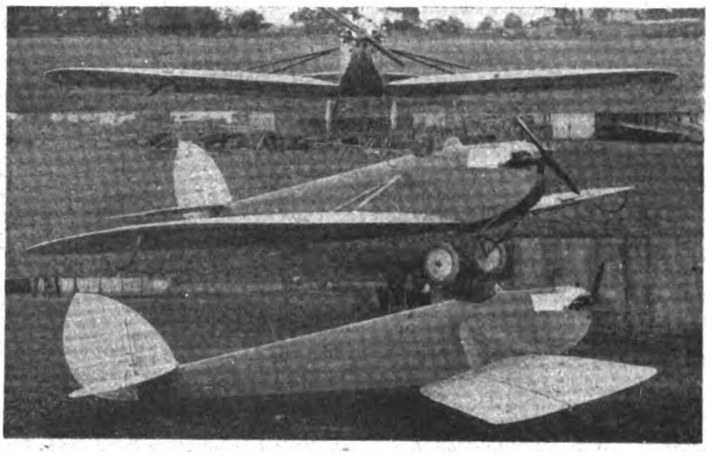


Abb. 8. Der De Havilland Eindecker.

weichende Formgebung. Die vollkommen freitragenden trapezförmigen Flügel besitzen ein auf Grund der Göttinger Ergebnisse zusammengestelltes dickes Profil, wobei die Flügeldicke nach den Enden zu etwas unvermittelt stark abnimmt. Die Flügel sind zweiteilig und werden auf beiden Seiten des Rumpfes an zwei kurzen Flügelstummeln befestigt. Der originelle Rumpf besitzt dreieckigen Querschnitt. Diese Form erscheint vom konstruktiven Gesichtspunkt aus sehr günstig, jedoch sind aerodynamische Bedenken dagegen nicht von der Hand zu weisen. Der Führersitz ist zwischen den Holmen angeordnet. Der 600 cm³-Douglas ist im unteren Teil des Rumpfes derart eingebaut, daß die beiden Zylinder seitlich aus den Rumpfwänden herausstehen. Der Antrieb der Schraube erfolgt in der bereits beschriebenen Weise mit Hilfe einer untersetzten Kette. Die Radachse ist als Bandfeder ausgebildet und am Kiel des Rumpfes befestigt. Höhen- und Seitensteuer sind unausgeglichen. Das Gewicht des Flugzeuges war relativ hoch, die Flächenbelastung betrug ungefähr 32 kg/m². Das hohe Baugewicht des Flugzeuges soll, wie mir bisher gesagt wurde, davon herrühren,

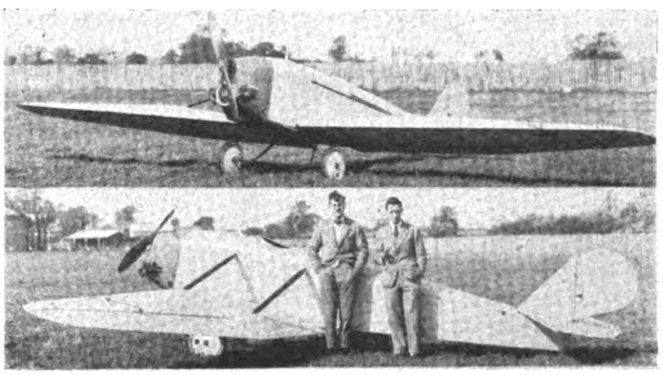


Abb. 9. »Parnall Pixie« I u. II.

daß der Eindecker mit der für Verkehrsflugzeuge in England vorgeschriebenen Bausicherheit gebaut wurde. Fliegerisch hat dieses Flugzeug nicht das gehalten, was seine bemerkenswerte konstruktive Durchführung zu versprechen scheint.

Parnall Pixie. (I und II.) (George Parnall & Co.) Typ I besitzt einen 500 cm³-Douglasmotor und ist als Tiefdecker gebaut. Konstruktiv ähnelt das Flugzeug dem »De Havilland«-Eindecker, jedoch laufen die Flügelenden in schärfere Spitzen aus. Auch erfolgt die obere Verstrebung der Flügel durch zwei parallel laufende Streben. Die Flügel besitzen dickes Profil. Der viereckige Rumpf in Holz-Drahtausführung ist mit Stoff überspannt. Der Propeller wird in der üblichen Weise durch eine Kette angetrieben. Das Fahrgestell ist von einer verblüffenden Gewagtheit: Es besteht lediglich aus zwei schräg nach vorn laufenden Stahlrohren, an denen die Achse ungefedert befestigt ist. Abgesehen von den Luftreifen der Räder steht also zur Aufnahme des Landungsstoßes lediglich die natürliche Elastizität der Stahlrohre zur Verfügung. Wenngleich

Digitized by Google

diese Konstruktion bei dem Wettbewerb zu Mißständen keinen Anlaß gegeben hat, so dürfte sie sich doch für normale Gebrauchsflugzeuge nicht eignen. Das Leitwerk besteht aus unausgeglichenen Rudern.

Parnall Pixie II. Durch Einbau eines 750 cm³-Douglas und wesentlich kleinerer Flügel in den Rumpf des vorher beschriebenen Eindeckers entsteht der P. P. II. Die Tragfläche beträgt in diesem Falle nur 6 m² und die Flächenbelastung ungefähr 36 kg/m². Genauere Angaben waren für beide Flugzeuge nicht erhältlich. Der P. P. II war besonders für die Geschwindigkeitsprüfung konstruiert, die er auch gewann. Die Flugeigenschaften dieses Eindeckers waren ausgezeichnet. Beim Start und im Flug bot er das Bild eines starkmotorigen Jagdeinsitzers. Trotz der geringen Spannweite waren Stabilität und Steuerfähigkeit sehr gut.

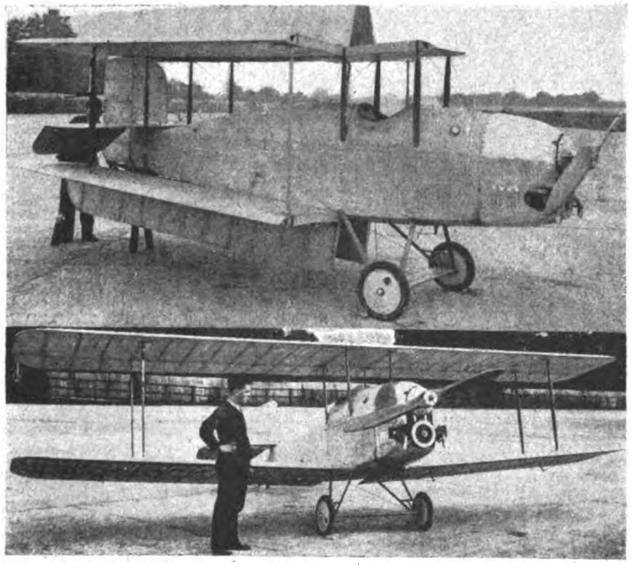


Abb. 10. Vickers »Viget« Doppeldecker.

Viget. (Vickers Ltd.) Für diesen kleinen Doppeldecker gilt allgemein dasselbe, was für den »Gannet« gesagt worden ist, da sich beide Flugzeuge hinsichtlich ihrer Größe und ihres konstruktiven Aufbaues stark ähneln. Es ist ein einstieliger normaler Rumpfdoppeldecker mit mittlerem Baldachin, wobei im Gegensatz zum »Gannet« die Baldachinstiele senkrecht angeordnet sind. Als Flügelschnitt besitzen die Flügel das Profil R. A. F. 15. Die Verwindungsklappen verlaufen über die ganze Spannweite. Nach Lösen der die beiden Klappen verbindenden senkrechten Drähte können die obere Klappe nach oben und die untere Klappe nach unten geklappt werden. Die beiden Zellenhälften können alsdann um Scharniere des Hinterholmes, die am Baldachin angeschlossen sind, an den Rumpf herangelegt werden. Der im Querschnitt rechteckige Rumpf zeigt den üblichen Holz-Drahtaufbau und ist mit Stoff bespannt. Die Schraube besitzt die gleiche Kettenuntersetzung wie beim Avro-Doppeldecker, jedoch ist die Anordnung des Kettenrades für den Propeller etwas anders. Letzteres ist in diesem Falle von einem besonderen Aluminiumgehäuse umgeben, welches Kugeltrag- und ein Kugeldrucklager für die Propellerwelle besitzt. Dieses Gehäuse ist auf den Motor aufgesetzt und durch horizontale Rohre mit dem Motorspant verstrebt.

Peyret. (Louis Peyret.) Dieses Flugzeug ist ein Hochdecker und besitzt auf der Flügelunterseite eine besondere Brückenkonstruktion, die beiderseitig aus zwei Duraluminiumrohren und je zwei senkrechten, zur Verkürzung der Knicklänge angeordneten Streben besteht. Der im Grundriß rechteckige Flügel besitzt über die ganze Spannweite verlaufende Querruder. Rumpf und Fahrgestell sind von normaler Bauart, der Führersitz ist zwischen den Holmen angeordnet. Die gesamte Konstruktion des Flugzeugs machte von vornherein einen sehr ungünstigen und uneinheitlichen Eindruck. In ihren Einzelheiten war sie von einer bemerkenswerten Nachlässigkeit. Beim Rhön-Segelflugwettbewerb wäre eine derartige Bauweise sicherlich nicht von der technischen Kommission zugelassen worden. Das ganze Flugzeug war in seiner Art ein Musterbeispiel für die unsystematische und rein intuitive Art, mit der viele französische Konstrukteure arbeiten, indem sie ihre Konstruktionen gewissermaßen aus dem Ärmel schütteln. Es ist klar, daß dabei auch einmal die Wahrscheinlichkeit für das Gelingen eines großen Wurfes besteht: Im vorigen Jahre konnte Meneyrole auf dem Peyret-Gleiter den Weltrekord im Segelflug aufstellen. Anderseits besteht bei dieser Art zu konstruieren, die an die ersten Anfänge des Flugwesens gemahnt, natürlich auch eine große Wahrscheinlichkeit für einen Mißerfolg, oder, wie in diesem Falle, sogar für eine Katastrophe.

Poncelet-Hochdecker. Auch dieses Flugzeug ist als Hochdecker gebaut, besitzt jedoch vollkommen freitragende Flügel mit dickem Profil. Die Flügel sind in einem Stück hergestellt und auf dem rechteckigen Rumpf befestigt. Letzterer ist vollkommen in Mahagonisperrholz ausgeführt. Die Radachse ist im Rumpf gelagert, jedoch sind die Räder freiliegend. Das Flugzeug, das sich von dem bekannten Poncelet-Gleiter lediglich durch den Einbau des Sergeant-Motor unterscheidet, hatte auf dem französischen Wettbewerb in Deauville sehr gute Leistungen gezeigt, brachte es jedoch in England zu keinen besonderen Erfolgen.

A. N. E. C. (The Addlestone Aeronautical Association, Ltd.) Dieses Flugzeug, als Hochdecker gebaut, besitzt einen zweiteiligen Flügel mit dickem Profil und wird durch je zwei kurze Stiele auf jeder Seite nach dem Rumpf hin verstrebt. Die Flügelkonstruktion lehnt sich an die bewährte »Vampyr«-Bauart an, indem durch starre Vereinigung der Flügelnase mit dem vorderen Holm eine in hohem Maße torsionsfeste Röhre geschaffen wird. Der im Querschnitt viereckige Rumpf besitzt einen aus zwei konkaven Seitenflächen gebildeten Aufsatz, der oben in einem Kiel zusammenläuft. Auf diesem Aufsatz sind die Flügel befestigt. (Eine ähnliche Lösung ist bei der Caspar-Limousine verwirklicht.) Für den Kopf des Führers ist ein Ausschnitt angebracht. Der Zweizylinder »Blackburne« ist originellerweise mit hängenden Zylindern angeordnet worden. Diese auf den ersten Blick reichlich kühn erscheinende Lösung wurde anscheinend hauptsächlich deshalb gewählt, um eine Fallbenzinanlage zu ermöglichen. Anderseits ergibt sich dabei gleichzeitig die Möglichkeit, die Propellerachse höher zu lagern. Die Bedenken, die man von vornherein gegen diese Anordnung hinsichtlich der Verölung der Zylinder zu erheben geneigt ist, haben sich nicht bewahrheitet. Das Leitwerk ist nicht ausgeglichen. Die Achse ist im Rumpf gelagert, wobei sich die Räder jedoch außerhalb des Rumpfes befinden. Leider waren über diesen Typ, mit dem sich ein junger englischer Konstrukteur, Shakleton, die Sporen verdient hat, keine näheren Angaben erhältlich. In der Tat war diese Maschine die leistungsfähigste des Wettbewerbs. Es ist bewundernswert, daß auf ihr nicht nur der Gallonenpreis gewonnen wurde, sondern daß sie auch im Höhenwettbewerb den auf Steigen besonders geeichten »Avro«-Doppeldecker schlagen konnte und auch dem »Parnall »Pixie II« im Geschwindigkeitswettbewerb dicht auf den Fersen war. Für eine Gebrauchsmaschine ist die Anlage des Führersitzes vielleicht etwas unbequem.

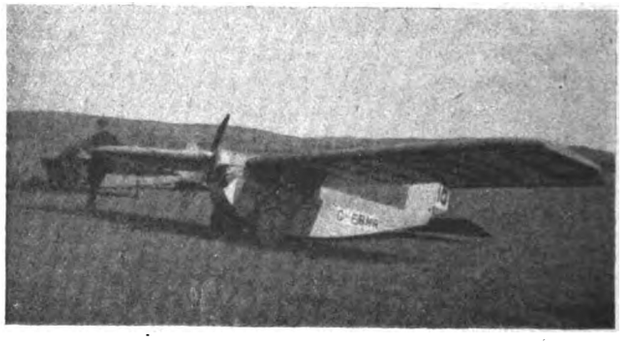


Abb. 11. A. N. E. C. Eindecker.

Handley Page. (Handley Page, Ltd.) Von den drei gemeldeten Flugzeugen wurde leider nur ein kleiner Hochdecker mit freitragenden Flügeln in letzter Stunde fertig. Dieses Flugzeug besitzt trapezförmige Flügel mit dickem Profil und einen viereckigen Rumpf, in dessen vorderer Spitze der kleine 398 cm³ ABC-Motor angeordnet ist, welcher die Schraube unmittelbar antreibt. Bemerkenswert sind die mit Schlitzen versehenen Querruder, die sich in der Praxis und im Windkanal besonders bewährt haben. Im Gegensatz zu der bisher gebräuchlichen Anordnung mit zwischen Haupttragdeck und Querruder angebrachten Schlitzen sind diese Ruder in der üblichen Weise gelagert; der ständig offene Schlitz befindet sich etwas hinter der Vorderkante der Klappe. Der Führersitz ist vor dem vorderen Holm angeordnet, wobei der Kopf des Führers von einer aufklappbaren Haube mit seitlichen Fenstern überdeckt wird. Durch diese Anordnung, welche die Sicht nicht wesentlich verschlechtert, sind die erheblichen aerodynamischen Nachteile einer mittleren Aussparung der Vorderkante des Flügels vermieden. Das Fahrgestell ist in ähnlicher Weise wie

Digitized by Google

beim »Wren« ausgebildet. Leider hatte die Maschine, die erst am letzten Tage in den Wettbewerb eintrat, unter dauernden Motorschwierigkeiten zu leiden. Trotzdem zeigte sie durch ihre Flüge, daß sie dem »Wren« unter günstigeren Auspizien ein scharfer Gegner geworden wäre. Die zweite Handley Page Maschine, an deren Konstruktion Capt. W. H. Sayers beteiligt ist, erinnert in ihrem Aufbau stark an den »Vampyr«. Der Einbau des Motors erfolgt hierbei in einem turmartigen Aufsatz aus Stahlrohren auf dem Vorderteil des Rumpfes. Die dritte Handley Page-Maschine besitzt Schlitzflügel und dementsprechend eine relativ hohe Flächenbelastung (39 kg/m²).

Verlauf des Wettbewerbes und Ergebnisse.

Die Witterungsverhältnisse während des Wettbewerbes waren relativ ungünstig. Flugwetter herrschte eigentlich nur an drei Tagen der Veranstaltung. Diese Ungunst von Wind und Wetter war aber insofern für die Veranstaltung und die Beurteilung der Ergebnisse wertvoll, als sie die vorgefaßte Ansicht vieler entkräftete, die in dem Kleinflugzeug lediglich eine Schönwettermaschine sehen. So aber stehen die erzielten Flugleistungen als ein »Trotzdem« da, da sie trotz Wind und Regen erzielt wurden, und bekanntlich ist es erst das »Trotzdem«, welches alle großen Leistungen zu solchen stempelt.

Der Wettbewerb begann am Montag pünktlich 7 Uhr, und zwar war es Longton auf dem »Wren«, der den Wettbewerb mit einem vielversprechenden Auftakt eröffnete, indem er mit einer Gallone in 2 h 40 min eine Flugstrecke von 130 km zurücklegen konnte. Am Dienstag herrschte starker Wind. James auf dem A. N. E. C.-Eindecker schlug an diesem Tage die am Vortage erzielte Leistung von Longton durch einen Flug von 141 km pro Gallone. Am gleichen Tage begann der Wettbewerb für die größte Rundenzahl, die während des Wettbewerbes von einer Maschine zurückgelegt wurden, ohne daß irgendwelche Teile des Flugzeuges oder des Motors ausgewechselt werden durften. Der Mittwoch brachte Regen und Wind, später setzte Nebel in Verbindung mit einer Zunahme des Windes ein, so daß nur geringer Flugbetrieb möglich war. Trotzdem wurden an diesem Tage von den beiden »De Havilland«-Eindeckern bemerkenswerte Flugleistungen geboten. Einer der Eindecker, unter Führung von Capt. Broad, wurde wegen eines Ventilhebelbruches zu einer Notlandung außerhalb des Flugfeldes gezwungen. Der zweite »De Havilland«-Pilot, Major Hemming, flog darauf zu der gelandeten Maschine und warf den betreffenden Ersatzteil ab. Nach zwanzig Minuten kehrte Broad hierauf trotz des sehr starken Windes wohlbehalten zum Flugplatz zurück. Am Donnerstag flog Longton 141 km mit einer Gallone und zog damit mit James gleich. An diesem Tage machten »Parnall Pixie« II und der »Handley Page«-Eindecker ihre ersten Flüge. Letzterer bediente sich beim Start mit gutem Erfolg der in der Rhön entwickelten Katapultmethode mit Hilfe eines Gummiseiles. Am Freitag ruhte das Fliegen wegen Sturm und Regen. Am Samstag, dem letzten Tag des Wettbewerbes, der mit einem strahlenden Morgen begann, herrschte ein außerordentlich reger Flugbetrieb. Ein im Verlauf des Vormittags aufkommender starker Wind war allerdings dem Gallonenwettbewerb nicht besonders zuträglich. Es war trotzdem eine bewundernswerte Leistung, daß Longton bei dem außerordentlich böigen Wind, der eine Windstärke von ungefähr 13 bis 14 m/s besaß, eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 48 km/h erreichen und mit einer Gallone 112 km zurücklegen konnte. Man muß es mit angesehen haben, wie dieser Eindecker mit kaum vernehmbarem Motorgeräusch durch die Böen schaukelte, um diese Leistung voll würdigen zu können. Im weiteren Verlauf des Tages entwickelte sich hauptsächlich ein Kampf um den Höhenpreis zwischen Maneyrole auf Peyret, Piercey auf A. N. E. C. und Hamersley auf Avro. Maneyrole erreichte zunächst eine Höhe von 2860 m, eine besonders im Hinblick auf sein unvollkommenes Flugzeug beachtenswerte Leistung, die jedoch später von Piercey und Hamersley geschlagen wurde. Maneyrole startete darauf am Nachmittag zu einem neuen Angriff auf den Höhenpreis. Als er wieder in Sicht kam und nach einer scharfen Kurve über dem Flugplatz zur Landung ansetzte, montierten beide Flügel etwa in einer Höhe von 150 m ab. Die Katastrophe ereignete sich nicht etwa in einem steilen Sturzflug, sondern beim Übergang zu einem etwas steileren Gleitflug. Anscheinend bekamen die Flügel dabei Oberdruck, dem die gebrechliche Flügelkonstruktion nicht gewachsen war. Es ist bedauerlich, daß ein solch hervorragender Pilot wie Maneyrole einem derartigen Umstande zum Opfer fallen mußte.

Das zahlreiche aus London zum »Weekend« erschienene Publikum veranlaßte die Piloten zu verschiedenen Schauflügen, an denen sich vor allem Capt. Broad auf »De Havilland« und Flight-Lt. Longton auf dem »Wren« beteiligten. Ersterer ließ es sich nicht nehmen, auf der schwachen Maschine in glänzendem Stil die hohe Schule des Fliegens, also Loopings, Rollings und seitliches Abrutschen über den Flügel in höchstens 300 m Höhe vorzuführen, während Longton sog. »Cracy Flying« zeigt. Man versteht hierunter ein durch ruckweise Seitenruderbewegungen bei gleichzeitiger Gegenverwindung hervorgerufenes starkes Schlingern des Flugzeuges von links nach rechts. Es sah manchmal so aus, als ob die Maschine ein großes Stück mit der Flügelspitze nach vorn flöge; ein etwas unbehaglicher Anblick, um so mehr als dieses Manöver in höchstens 80 m Höhe über den Köpfen der Zuschauer vorgeführt wurde.

Alles in allem genommen brachte der Wettbewerb fliegerische Glanzleistungen, wobei allerdings nicht zu vergessen ist, daß die Elite der britischen Piloten vertreten war. Die nachfolgende Zahlentafel gibt eine Übersicht über die von den einzelnen Maschinen erzielte Leistungen.

Die Erfahrungen und Lehren.

Die Lehren des Wettbewerbes sind fliegerischer und technischer Art. Über die fliegerischen Erfahrungen ist bereits im vorigen Abschnitt einiges gesagt worden. Am wichtigsten dürfte die Erkenntnis sein, daß die Leichtflugzeuge keine »Schönwetterflugzeuge« sind und hinsichtlich der Sicherheit bei Notlandungen infolge ihrer geringen Landegeschwindigkeiten und guten Steuerfähigkeit bei geringen Geschwindigkeiten die größeren Flugzeuge übertreffen. An dieser Stelle sei erwähnt, daß von den zahlreichen Außenlandungen nur eine mit Bruch endete, wobei das Flugzeug allerdings buchstäblich von Böen heruntergedrückt wurde. Alle Piloten betonten die leichte Steuerbarkeit der Flugzeuge, die sie besonders zur Ausbildung und Schulung von Flugschülern und zum Training ausgebildeter Piloten geeignet machen.

Bei Betrachtung der technischen Lehren des Wettbewerbes steht die Motorfrage an erster Stelle. Es sei die Haupterfahrung vorweggenommen, daß die vorzugsweise benutzten Fahrradmotoren trotz ihrer hohen Qualitäten sich nicht als vollwertiger Ersatz eines regelrechten Flugmotors erwiesen haben. Es ist dabei allerdings anzuerkennen, daß die Störungen, welche sich im Betriebe ergaben nahezu in gleicher Weise auch am Motorrad auftreten können. Trotzdem läßt die relativ große Häufigkeit der eingetretenen Stö-

Zahlentafel 2. Übersicht über die Flugleistungen der einzelnen Flugzeuge.

Flugzeug	Pilot	Erzielte Flugstrecken mit 1 Gallone	Gesamtflugstrecke km	Geschwindigkeit km/h	Gipfelhöhe m	Bemerkung
Guosspelius »Gull«	J. L. Parker	—	—	89	—	—
»Wren«	Flight Lt. Longton	141	582	—	—	½ (Sutherland + Daily Mail-Preis)
»Avro«-Eindecker	Hinkler	102	1609	—	—	Siege im Preis für die größte Stundenzahl
»Avro«-Doppeldecker	Capt. Hamersley	—	—	—	4225	2. Höhenpreis
»De Havilland«	Capt. de Havilland u. Capt. Broad	61,6	1009	—	—	—
Parnall »Pixie I«	Capt. Mac Millan	86	205	—	—	—
Vickers »Viget«	Capt. Cockerell	—	—	93,4	—	—
»De Havilland«	Maj. Hemming	95,5	624	—	—	—
Raynham (Handasyde)	Raynham	106	261	—	—	—
»Hurricane«	Flight Lt. Bulman	—	—	94	—	—
Peyret	Maneyrole †	—	—	—	2860	—
A. N. E. C.	J. H. James und M. W. Piercey	141	1246	118,9	4400	½ (Sutherland + Daily Mail-Preis) Höhenpreis
Poncelet	Simonet	—	—	93,6	—	—
Parnall »Pixie II«	Capt. Mac Millan	—	—	123	—	Abdulla-Preis
Handley Page	Olley	—	604	—	—	—

Digitized by Google

rungen darauf schließen, daß der Flugbetrieb die Motoren in einer weitaus stärkeren Weise beansprucht als die übliche Verwendung auf der Landstraße. Im normalen Betrieb wird ein Motorrad relativ selten mit seiner vollen Leistungsfähigkeit beansprucht, während es beim Leichtflugzeug gewissermaßen die Norm bildete. Geschieht es beim Motorrad dennoch einmal, wie beispielsweise im Rennen, so wird doch in der Regel der Motor nach dem Rennen auseinander genommen und gründlich überholt.

Die verhältnismäßig meisten Störungen stellten sich beim »Douglas« ein, und zwar waren es meist Ventilhebelbrüche, was auf die Anwendung der infolge der hohen Drehzahlen erforderlichen überdimensionierter Ventilfedern zurückgeführt wurde. Ferner ereignete sich an dem einen »De Havilland«-Eindecker ein Kurbelwellenbruch, der von seiten der Motorenfirma darauf zurückgeführt wird, daß der Motor bei geringer Tourenzahl volle Frühzündungen bekam. Es erscheint jedoch wahrscheinlicher, daß die Kurbelwelle ein zu großes fliegendes Ende besaß und durch das Moment des Kettenzuges verbogen wurde.

Der Blackburne-Motor hat sich entschieden besser bewährt als der Douglas. Außer einem gesprungenen Zylinderkopf hat sich keine Störung ergeben. Ein Beweis für die gute Leistungsfähigkeit des Motors ist die Leistung von Hinkler, der ohne Störung und ohne Reparatur 1609 km mit ihm zurücklegen konnte. Auch der A.B.C.-Motor, der übrigens von einer nicht mehr bestehenden Firma vor Jahren gebaut wurde, ist in den beiden »Wren«-Eindeckern einwandfrei gelaufen und ergab lediglich in dem »Handley Page«-Eindecker dauernde Störungen, die in Vergaserschwierigkeiten, Ventilhebelbrüchen und dem Abreißen eines Zylinderkopfes bestanden.

Der Zweitakt-Carden-Motor besaß ein relativ geringes Gewicht, hat sich jedoch in keiner Weise bewährt. Es ist allerdings noch nicht gesagt, ob damit schon der Stab über die Anwendung des Zweitaktes an sich gebrochen ist.

Der französische Sergeant-Motor, der einzige regelrechte Flugmotor, war zu schwer, da er pro PS ungefähr 2,2 kg wog. In der Leistung schien er bei gleichem Hubvolumen dem Douglas und dem Blackburne wesentlich unterlegen zu sein.

Neben den eigentlichen Motorstörungen ergaben sich naturgemäß mannigfache Störungen an den Zubehörteilen und Armaturen. Die Vergasergeschwindigkeiten dürften häufig auf das Bestreben, einen möglichst sparsamen Benzinverbrauch zu erzielen, zurückzuführen gewesen sein. Um eine Fallbenzinanlage zu ermöglichen, hatten viele Konstrukteure außerordentlich lange Ansaugrohre angeordnet, in denen das Gemisch leicht kondensierte, wenn diese Rohre voll vom Propellerstrahl angeblasen wurden.

Zündkerzenschwierigkeiten infolge Überkompression ergaben sich bei den A.B.C.-Motoren, die zur Verwendung besonders gekühlter Spezialkerzen führten.

Das Anwerfen der Motoren von Hand war dadurch erschwert, daß die Motoren nur bei voller Frühzündung ansprangen, wobei die Propeller natürlich sehr leicht zurückschlugen. Es erscheint zweckmäßig, die Gewichtserhöhung in Kauf zu nehmen und einen Kick- oder Selbststarter in Anwendung zu bringen, wie ihn z. B. der letzte Heinkel-Eindecker zeigte.

Für Einsitzer scheint ein Motor mit 750 cm³ Füllung den geeigneten Typ darzustellen, dagegen dürfte für Zweisitzer ungefähr das doppelte Hubvolumen notwendig sein. Die Ansicht der Mehrzahl der britischen Konstrukteure und Piloten ging dahin, daß der künftige Kleinflugzeugmotor mehr als zwei Zylinder besitzen müsse, damit die Maschine beim Aussetzen eines Zylinders infolge Zündkerzendefektes oder Verbrennen eines Ventils nicht über die Hälfte der Leistung verliert und zum Landen gezwungen wird. Es ist der Wunsch nach einem Fünfzylinder Stern- oder einem Sechszylinder Reihenmotor laut geworden, der in einer Stahl- und Aluminiumkonstruktion die reichen Erfahrungen des englischen Flugmotorenbaues verwertet.

In rein aerodynamischer Hinsicht hat der Wettbewerb das für unsere Anschauungen etwas paradox erscheinende Ergebnis gezeitigt, daß Kleinflugzeuge durch Verkleinerung der gebräuchlichen Flugzeugtypen ohne Schaffung wesentlich veränderter Bauformen herangebildet werden können. Wenngleich der Eindecker im wesentlichen siegreich war, so ist damit die Frage: »Eindecker oder Doppeldecker?« sicherlich noch nicht endgültig entschieden, genau so wenig wie im allgemeinen Flugzeugbau. Es erscheint durchaus wahrscheinlich, daß man einen Doppeldecker genau so wirtschaftlich wie einen Eindecker bauen kann, wobei die Frage der leichten und schnellen Montage und der bequemen Unterbringung voraussichtlich geringere Schwierigkeiten bieten dürfte als beim Eindecker.

Hinsichtlich des Typs ist man sich in England klar darüber geworden, daß die nächste Entwicklung des Kleinflugzeugs, ähnlich wie beim Motorrad vor allen Dingen aus Gründen des Absatzes bestimmt, zum Zweisitzer führen muß. Bauarten wie der »Wren« besitzen nur entwicklungsgeschichtliches und demonstratives Interesse. Sie haben den Beweis dafür gebracht, daß man mit sehr wenig Kraft und Benzin fliegen kann, machen aber keinen Anspruch darauf, eine Gebrauchsmaschine oder gewissermaßen das »Flugzeug des kleinen Mannes« darzustellen.

Es ist besonders für uns interessant und wichtig, festzustellen, wie die Kurve der Entwicklung vom unökonomischen Kriegsflugzeug über das motorlose Segelflugzeug und das ganz schwachmotorige Kleinflugzeug zum betriebssicheren Einsitzer und von da zum wirtschaftlichen Zweisitzer führt. Die Kurve führt also, mathematisch gesprochen, aus dem Gebiete großer Leistung zu einem Minimum und von da aus etwas in das alte Gebiet zurück.

Die Ansichten für einen privaten Flugbetrieb mit Kleinflugzeugen werden in England noch verhältnismäßig skeptisch beurteilt mit Rücksicht auf die Notwendigkeit eines Flugplatzes und die bei Großstädten zu große Entfernung zwischen Flugplatz und Wohnort. Man nimmt jedoch an, daß sich mit diesen Flugzeugen auf vereinsmäßiger Grundlage für die zahlreichen ehemaligen Flugzeugführer eine verhältnismäßig billige Möglichkeit bietet, sich flugsportlich zu betätigen und in der Übung zu bleiben.

Angesichts unserer wirtschaftlichen Notlage ist natürlich bei uns vorläufig an eine derartige Möglichkeit wohl kaum zu denken. Trotzdem ist es vielleicht kein vermessener und überflüssiger Wunsch, daß sich auch unsere Flugindustrie mit dem Problem des Leichtflugzeuges beschäftigen und sich vor allen Dingen unsere Motorenindustrie der Konstruktion eines geeigneten Kleinflugmotors annehmen möchte. Für einen geeigneten Kleinflugzeugtyp mit einem zuverlässigen kleinen Flugmotor ausgerüstet, bestehen zweifellos günstige Exportaussichten. Auch dürften in unserem Lande die Möglichkeiten für andere als rein sportliche Zwecke in größerem Maße vorhanden sein als in England.

Die Aufnahme, die mir als einzigem deutschen Vertreter seitens der Mitglieder des englischen Aero-Clubs zuteil wurde, war überaus liebenswürdig und herzlich und überschritt die Grenzen rein weltmännischer Courtoisie. Zu besonderem Danke bin ich Mr. Ch. Grey, dem rühmlichst bekannten Herausgeber des »Aeroplane« verpflichtet, der mir in liebenswürdigster Weise seine photographischen Aufnahmen zur Herstellung der Lichtbilder zur Verfügung gestellt hat, wobei er mich ausdrücklich seiner aufrichtigen Sympathie für das deutsche Flugwesen versicherte.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Der nächste **Flugtechnische Sprechabend** der WGL findet am 11. Januar 1924, abds. 7 Uhr, im Flugverbandhaus Berlin W 35, Blumeshof 17/II, statt. Herr Direktor Burmeister von der Perkeo-Aktiengesellschaft in Heidelberg spricht über das »Feuerlöschen mittels Schaum« mit Lichtbildern und praktischen Vorführungen.

2. **Ausschuß für technische Mechanik („AtM")** des Berliner Bezirksvereins deutscher Ingenieure. Nächste Sitzungen, jeweils Montags 5h 15m im Hörsaal 158, Hauptgebäude der Technischen Hochschule:

7. Januar: Regierungsbaumeister Dr.-Ing. R. Sonntag, »Windsaugwirkungen an Dächern und Gebäuden«, mit Lichtbildern.
28. Januar: Dipl.-Ing. Kretschmer, »Neuartige Anwendungen von nomographischen Rechenverfahren«.
25. Februar: Dr.-Ing. Flügel, »Praktische Anwendung natürlicher Koordinaten«.
24. März: Dr. W. Hort, »Schwingungen von Stäben und Platten«.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen. Gäste können eingeführt werden.

3. Trotz unserer mehrfachen Aufforderungen zur Zahlung des Beitrages für das 4. Vierteljahr 1923 und der Umlage sind noch verschiedene Mitglieder mit ihrer Zahlung im Rückstand geblieben. Wir müssen nochmals dringend bitten, daß die Beiträge pünktlicher eingesandt werden, da sonst auf Belieferung der Zeitschrift nicht gerechnet werden kann. (Ordentliche Mitglieder GM 1.50 Beitrag und GM 1.— Umlage, außerordentliche Mitglieder GM 4.50 Beitrag und GM 3.— Umlage.)

4. Laut Beschluß des Vorstandes ist der **Beitrag für das 1. Vierteljahr 1924** wie folgt festgesetzt:

Ordentliche Mitglieder monatlich 2 Goldmark
Außerordentliche Mitglieder » 6 »

Geleistete Vorschüsse werden auf die vorgenannten Beträge verrechnet. Zahlungen sind auf das Postscheckkonto unserer Gesellschaft Berlin SW 7, Nr. 22844 zu leisten.

5. Betreffs des **nächsten Jahrbuches der WGL** siehe Bestellkarte vor der ersten Textseite dieses Heftes.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER LUFTFAHRZEUG-INDUSTRIELLER IN BERLIN UND DER AERODYNAMISCHEN VERSUCHSANSTALT IN GÖTTINGEN

SCHRIFTLEITUNG:
WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V.
VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A.D. **G. KRUPP**
BERLIN W. 35, BLUMESHOF 17 PT.
TEL.: LÜTZOW 6508
TELEGRAMM-ADRESSE: FLUGWISSEN

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
DR.-ING. DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. WILH. HOFF
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN UND DIREKTOR DER AERODYNAMISCHEN VERSUCHSANSTALT
A.O. PROFESSOR A.D. TECHN. HOCHSCHULE BERLIN DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

15. JAHRGANG
1924

MIT 372 ABBILDUNGEN IM TEXT

MÜNCHEN UND BERLIN 1924
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Digitized by Google

Digitized by Google

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Seite

Ackeret, J., Motoren zum Antrieb von kleinen Modell-Luftschrauben . . . 101
—, Bemerkungen zu zwei neueren Schriften von G. Lilienthal . . . 242
Baumann, A., Richtlinien des Leichtmaschinenbaues . . . 17
—, Zusammenhang zwischen Widerstandsverminderung und Gewichtszunahme . . . 10
Betz, A., Eine Verallgemeinerung der Schukowskyschen Flügelabbildung . . . 100
Birnbaum, Walter, Der Schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel . . . 128
Bleistein, W., Die Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauches bei Luftschiffen . . . 42
—, Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe . . . 214, 262, 269
Boykow, H., Über objektive Windmessung im Luftfahrzeug 40
Brenner, Paul, Die Steigleistungen von Flugzeugen . . . 61
Coulmann, W., Die Flugzeuge des Rhön-Wettbewerbes 1924 225
Engberding, D., Die Tragik des Luftschiffes . . . 33
Everling, E., Luftfahrt und Technik . . . 17
—, Wertungsverfahren in Wettbewerben 1924 . . . 253
Fick, R., Lilienthaleffekt und dynamisches Segeln . . 244, 258
entzke, Leichtkonstruktion des Luftschiffbaues Schütte-Lanz . . . 77
Georgii, Walter, Aufwind und Einflußhöhe . . . 9
Günter, Walter, Das neue Segelflugzeug der Technischen Hochschule Hannover . . . 122
Hackmack, H., Unterschied zwischen der Führung von Segel- und Motorflugzeugen vom Standpunkt des praktischen Segelfliegers . . . 2
Harm, R., Planmäßige Werkstattausbildung . . . 29
Helmbold, H. B., Zur Aerodynamik der Treibschraube 150, 170
Hoff, Wilh., Die Strahltheorie in ihrer praktischen Anwendung . . . 51
—, Friedrich Bendemann † . . . 49
Hoff, Wilh., und Alfred Richard Weyl, Zur rechnerischen Überwachung der Begriffsbestimmungen . . . 65
Kasinger, F., Rundgang durch die III. Prager Luftfahrzeug-Ausstellung . . . 145
Katzmayr, Richard, Pulsierende Flächen . . . 127
Koning, C., Die Strömungsvorgänge am Spaltflügel . . . 13
König, Georg, Das aerodynamische Meßprinzip des Renarex-Gasdichtemessers . . . 28
—, Das Wesen des Leichtbaues . . . 20
Koppe, Heinrich, Elektrische Kraftanlagen in Luftfahrzeugen . . . 53
Koschmieder, H., Die Arbeiten des Meßtrupps während des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1923 . . . 3
—, Die Arbeiten des Meßtrupps während des 2. Segelflug-Wettbewerbes in Rossitten 1924 . . . 236, 257
Krupp, G., Bericht über den Verlauf der XIII. Ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. (WGL) vom 2.—5. September 1924 in Frankfurt a. M. . . . 198
—, Besuch bei der Rohrbach Metal Aeroplan Co. A/S, Kopenhagen . . . 165
—, Neue Albatros-Flugzeuge . . . 146
—, Vierzehn Weltrekorde des Rohrbach-Flugbootes . . . 260
Lachmann, G., Erwiderung . . . 13
—, Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln . . . 109, 173, 181
Langsdorff, W. v., Das deutsche Daimler-Leichtflugzeug L. 15 . . . 121
Lehl, Max, Bestrebungen zur Wirtschaftlichkeit des Flugwesens . . . 261
Meldau, H., Der Kompaß im Luftfahrzeug. — Folgerungen aus der Entwicklung des See-Kompaßwesens nach Theorie und Praxis . . . 147, 167

Seite

Noth, H., Die Windregistrierung auf der Wasserkuppe vom 30. August 1923 . . . 8
Offermann, E., Aufgaben und Ziele des Segelfluges . . . 234
Parseval, A. v., Der Untergang der Dixmuiden . . . 38
Persu, Aurel, Luftwiderstand und Schnellkraftwagen . . . 25
Platz, R., Ein neuartiges »Segel«-Flugzeug . . . 1
Rackwitz, E., Über Zellulose und die Verwendung von Zelluloseestern in der Flugtechnik . . . 219
Roth, Richard, Musterprüfungen von Flugmotoren . . . 57
Rumpler, E., Das Auto im Luftstrom . . . 22
Seehase, H., Der Leichtbau und seine Fortentwicklung . 20
—, Neue Richtlinien für den Bau manntragender Drachen und zwei Lösungen des Problems . . . 201
Seilkopf, Heinrich, Über Flugstrecken und Luftwege . . . 98
Sonntag, Richard, Windsaugwirkungen an Gebäuden . . 27
Scherschevsky, A., Von den aerodynamischen und konstruktiven Eigenschaften russischer Segelflugzeuge . . . 246
Schlink, W., Erfahrungen und Ergebnisse des Rhön-Wettbewerbs 1924 . . . 232
Stieber, W., Die Meßnabe für 200 mkg Drehmoment und 1200 kg Zug, Bauart Stieber . . . 69
Thalau, K., Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel in zwei- und dreiholmiger Steifrahmenform (Vierendeel-Rostträger) . . . 103
Tschudi, v., Flughäfen im neuen Deutschland . . . 97
Wegener, Kurt, Wissenschaftliche Flugergebnisse . . . 11
Wigand, A., und T. Schlomka, Untersuchungen über die elektrische Selbstaufladung von Luftfahrzeugmotoren 153, 185
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, Entschließung 197

Sachliches Verzeichnis.

Albatros-Flugzeuge, Neue — (G. Krupp) . . . 146
Aufwind und Einflußhöhe (Walter Georgii) . . . 9
Ausschreibung: Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1924 . . . 124
Bekanntmachung I . . . 126
Bekanntmachung II . . . 127
Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereins deutscher Ingenieure . . . 73
Auto im Luftstrom, Das — (E. Rumpler) . . . 22
Begriffsbestimmungen, Zur rechnerischen Überwachung der — (Wilh. Hoff und Alfred Richard Weyl) . . . 65
Bendemann, Friedrich, † . . . 49
Berichtigung . . . 15, 116
Brennstoffverbrauches bei Luftschiffen, Die Geschwindigkeit geringsten — (W. Bleistein) . . . 42
Bücherbesprechungen. . 14, 30, 45, 117, 134, 176, 193, 206, 220, 248
Daimler-Leichtflugzeug L. 15, Das deutsche — (W. v. Langsdorff) . . . 121
Dixmuiden, Der Untergang der — (A. v. Parseval) . . . 38
Drachen und zwei Lösungen des Problems, Neue Richtlinien für den Bau manntragender — (H. Seehase) . . . 201
Entschließung (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt) 197
Erwiderung (G. Lachmann) . . . 13
Flächen, Pulsierende — (Richard Katzmayr) . . . 127
Flugergebnisse, Wissenschaftliche — (Kurt Wegener) . . . 11
Flughäfen im neuen Deutschland (v. Tschudi) . . . 97
Flugmotoren, Musterprüfungen von — (Richard Roth) . . . 57
Flugstrecken und Luftwege, Über — (Heinrich Seilkopf) . . . 98
Flugwesens, Bestrebungen zur Wirtschaftlichkeit des — (Max Lehl) . . . 261
Flugzeugflügel in zwei- und dreiholmiger Steifrahmenform, Zur Berechnung freitragender — (Vierendeel-Rostträger) (K. Thalau) . . . 103

Digitized by Google

Seite

Flügelabbildung, Eine Verallgemeinerung der Schukowskyschen — (A. Betz) 100
Führung von Segel- und Motorflugzeugen vom Standpunkt des praktischen Segelfliegers, Unterschied zwischen der — (H. Hackmack) 2
Hauptversammlung der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde 14
Kompaß im Luftfahrzeug. — Folgerungen aus der Entwicklung des Seekompaßwesens nach Theorie und Praxis, Der — (H. Meldau) 147, 167
Kraftanlagen in Luftfahrzeugen, Elektrische — (Heinrich Koppe) 53
Leichtbau und seine Fortentwicklung, Der — (H. Seehase) . 20
Leichtbaues, Das Wesen des — (Georg König) 20
Leichtkonstruktion des Luftschiffbaus Schütte-Lanz (Gentzke) 77
Leichtmaschinenbaues, Richtlinien des — (A. Baumann) . . 17
Lilienthal, Bemerkungen zu zwei neueren Schriften von G. — (J. Ackeret) 242
Lilienthaleffekt und dynamisches Segeln — (Roderich Fick) 244, 258
Luftfahrt und Technik (E. Everling) 17
Luftfahrt-Rundschau
Allgemeine Nachrichten 16
Technische Nachrichten 31, 46, 74, 95, 118, 136, 157, 178, 194, 207, 221, 249, 264, 276
Luftfahrzeug-Ausstellung, Rundgang durch die III. Prager — (F. Kasinger) 145
Luftschiffes, Die Tragik des — (D. Engberding) 33
Luftwiderstand und Schnellkraftwagen (Aurel Persu) . . . 25
Meßnabe für 200 mkg Drehmoment und 1200 kg Zug, Bauart Stieber, Die — (W. Stieber) 69
Meßtrupps während des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1923, Die Arbeiten des — (H. Koschmieder) 3
Motoren zum Antrieb von kleinen Modell-Luftschrauben (J. Ackeret) 101
Nachtrag der Schriftleitung 39
Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. (WGL) vom 2.—5. Sept. 1924 in Frankfurt a. M., Bericht über den Verlauf der XIII. — (G. Krupp) 198
Patentschau . . 48, 76, 120, 144, 163, 180, 196, 211, 224, 268, 280
Renarex-Gasdichtemessers, Das aerodynamische Meßprinzip des — (Georg König) 28
Rhön-Wettbewerbes 1924, Die Flugzeuge des — (W. Coulmann) 225
Rhön-Wettbewerbes 1924, Erfahrungen und Ergebnisse des — (W. Schlink) 232
Rohrbach Metal Aeroplan Co. A/S, Kopenhagen, Besuch bei der — (G. Krupp) 165
Rohrbach-Flugbootes, Vierzehn Weltrekorde des — (G. Krupp) 260
Schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel, Der — (Walter Birnbaum) 128
Segelfluges, Aufgaben und Ziele des — (E. Offermann) . . 234
Segelflug-Wettbewerbes in Rossitten 1924, Die Arbeiten des Meßtrupps während des — (Harald Koschmieder) . 236, 257
Segelflugzeug der Technischen Hochschule Hannover, Das neue — (Walter Günter) 122
»Segel«-Flugzeug, Ein neuartiges — (R. Platz) 1
Segelflugzeuge, Von den aerodynamischen und konstruktiven Eigenschaften russischer — (A. Scherschevsky) 246
Selbstaufladung von Luftfahrzeugmotoren, Untersuchungen über die elektrische — (A. Wigand und T. Schlomka) 153, 185
Spaltflügel, Die Strömungsvorgänge am — (C. Koning) . . . 13
Spaltflügel, Neuere Versuchsergebnisse mit — (G. Lachmann) 109, 173, 181
Steigleistungen von Flugzeugen, Die — (Paul Brenner) . . . 61
Strahltheorie in ihrer praktischen Anwendung, Die — (Wilh. Hoff) 51
Treibschraube, Zur Aerodynamik der — (H. B. Helmbold) 150, 170
Verkehrsluftschiffe, Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der — (W. Bleistein) 214, 262, 269
Werkstattausbildung, Planmäßige — (R. Harm) 29
Wertungsverfahren in Wettbewerben 1924 (E. Everling) . . 253
Windmessung im Luftfahrzeug, Über objektive — (H. Boykow) 40
Windregistrierung auf der Wasserkuppe vom 30. August 1923, Die — (H. Noth) 8
Windsaugwirkungen an Gebäuden (Richard Sonntag) 27
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt 16, 32, 120, Umschlag, S. 3, Heft 20, Heft 21/22
Z R III 213
Zellulose und die Verwendung von Zelluloseestern in der Flugtechnik, Über — (E. Rackwitz) 219

Abbildungen.

Seite

Albatros-Flugzeuge. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Neue Albatros-Flugzeuge«. G. Krupp.) 146/47
Aufwind und Einflußhöhe. (2 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Walter Georgii.) 9/10
Auto im Luftstrom. (9 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. E. Rumpler.) 23/25
Bendemann, Friedrich (1 Abbildung zum Nachruf.) 49
Brennstoffverbrauch. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Die Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs bei Luftschiffen«. W. Bleistein.) 43/44
Daimler-Leichtflugzeug L. 15. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Das deutsche Daimler-Leichtflugzeug L. 15«. W. v. Langsdorff.) 121
Drachen. (14 Abbildungen zum Aufsatz »Neue Richtlinien für den Bau manntragender Drachen und zwei Lösungen des Problems«. Hans Seehase.) 201/05
Flugbahnen. (6 Abbildungen zum Aufsatz »Die Arbeiten des Meßtrupps während des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1923«. Harald Koschmieder.) 3/8
Flugbahnen. (10 Abbildungen zum Aufsatz »Die Arbeiten des Meßtrupps während des 2. Segelflug-Wettbewerbes in Rossitten 1924«. Harald Koschmieder) 237/41
Flugzeuge des Rhön-Wettbewerbes 1924. (19 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. W. Coulmann.) 226/32
Flugzeugflügel. (15 Abbildungen zum Aufsatz »Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel in zwei- und dreiholmiger Steifrahmenform. (Vierendeel-Rostträger. K. Thalau) 103/08
Flügelabbildung. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Eine Verallgemeinerung der Schukowskyschen Flügelabbildung«. A. Betz.) 100
Kompaß. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Der Kompaß im Luftfahrzeug«. H. Meldau.) 148/49
Kraftanlagen. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Elektrische Kraftanlagen in Luftfahrzeugen«. Heinrich Koppe.) . . 56
Leichtbau und seine Fortentwicklung. (7 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. H. Seehase.) 20/21
Leichtkonstruktion des Luftschiffbaus Schütte-Lanz. (73 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Gentzke.) 77/95
Lilienthaleffekt und dynamisches Segeln. (9 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Roderich Fick.) 244/45, 259/60
Luftfahrzeugausstellung. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Rundgang durch die III. Prager Luftfahrzeug-Ausstellung«. F. Kasinger) 145
Meßnabe. (17 Abbildungen zum Aufsatz »Die Meßnabe für 200 mkg Drehmoment und 1200 kg Zug, Bauart Stieber«. W. Stieber.) 70/73
Motoren zum Antrieb von kleinen Modell-Luftschrauben. (9 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. J. Ackeret.) 101/03
Musterprüfungen von Flugmotoren. (6 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Richard Roth.) 58/60
Planmäßige Werkstattausbildung. (4 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. R. Harm.) 30
Pulsierende Flächen. (3 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Richard Katzmayr.) 127/28
Rohrbach-Flugboot. (2 Abbildungen zum Aufsatz »Vierzehn Weltrekorde des Bohrbach-Flugbootes«. G. Krupp.) . . 261
Schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel. (7 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Walter Birnbaum) 129/32
Schnellkraftwagen. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Luftwiderstand und Schnellkraftwagen«. Aurel Persu.) . . . 26
Schriften von Lilienthal. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Bemerkungen zu zwei neueren Schriften von G. Lilienthal«. J. Ackeret) 242/43
Segelflugzeug. (5 Abbildungen zum Aufsatz »Ein neuartiges »Segelflugzeug«. R. Platz.) 1
Segelflugzeug. (7 Abbildungen zum Aufsatz »Das neue Segelflugzeug der Technischen Hochschule Hannover.« Walter Günter.) 122/24
Segelflugzeuge. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Von den aerodynamischen und konstruktiven Eigenschaften russischer Segelflugzeuge«. A. Scherschevsky.) 247
Selbstaufladung. (6 Abbildungen zum Aufsatz »Untersuchungen über die elektrische Selbstaufladung von Luftfahrzeug-Motoren«. A. Wigand und T. Schlomka.) 155/56, 186/92
Spaltflügel. (20 Abbildungen zum Aufsatz »Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.« G. Lachmann.) 109/16, 174/75, 182/84
Steigleistungen von Flugzeugen. (6 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Paul Brenner.) 61/64
Strahltheorie. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Die Strahltheorie in ihrer praktischen Anwendung.« Wilh. Hoff.) 52/53
Treibschraube. (5 Abbildungen zum Aufsatz »Zur Aerodynamik der Treibschraube.« H. B. Helmbold.) 151, 170/73
Überwachung der Begriffsbestimmungen. (3 Abbildungen zum Aufsatz »Zur rechnerischen Überwachung der Begriffsbestimmungen«. Wilhelm Hoff und Alfred Richard Weyl.) 67

Digitized by Google

Seite

Verkehrsluftschiffe. (16 Abbildungen zum Aufsatz »Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe«. Walter Bleistein.) 215/19, 262/63, 269/75
Wertungsverfahren in Wettbewerben 1924. (1 Abbildung zum gleichnamigen Aufsatz. E. Everling.) 254
Windmessung im Luftfahrzeug. (4 Abbildungen zum Aufsatz »Über objektive Windmessung im Luftfahrzeuge«. H. Boykow.) 40/41
Windregistrierung auf der Wasserkuppe vom 30. August 1923. (1 Abbildung zum gleichnamigen Aufsatz. H. Noth.) . . 89
Windsaugwirkungen an Gebäuden. (2 Abbildungen zum gleichnamigen Aufsatz. Richard Sonntag.) 27
Z R III. (1 Abbildung.) 213
46 Abbildungen für Patente 76, 120, 144, 163, 180, 196, 211, 224 268, 280

Bücherbesprechungen.

Autoren.

Akademischer Verein Hütte, E. V., „Hütte“ 45, 248
Bader, Dr.-Ing. H. G., Flugzeugbaukunde 207
Clairmont, Ing. J., Der Monoplan 207
Cochenhausen, v., Die Truppenführung 45
Dannemann, Dr., Die Entwicklung der Chemie zur Wissenschaft 176
Dollfuß, Dr. rer. pol. Walter, Der Luftverkehr 117
Dürr, Direktor Dr. L., 25 Jahre Zeppelin-Luftschiffbau. . . 206
Föppl, Prof. Dr.-Ing. Otto, Grundzüge aus der technischen Schwingungslehre 220
—, Drang und Zwang 248
Frölich, Wilhelm, Über den Segelflug und verwandte Bewegungen mit besonderer Berücksichtigung biologischer Gesichtspunkte 134
Giacomelli, R., Atti dell' Associazione Italiana di Aerotecnica, Band III, Nr. 3 und 4, 1923 135
—, Rendiconti dell' istituto sperimentale aeronautico, Band XI, Nr. 2, 1923 135
Haas, A., Einführung in die theoretische Physik 135
Hort, Wilh., Technische Schwingungslehre 45
Kollatz, C. W., Die Fernsprechtechnik 117
—, Die Funktelegraphie. 117
Kollmann, Franz, Das Zeppelinluftschiff, seine Entwicklung, Tätigkeit und Leistungen 275
Lachmann, Ing. F., Der Rechtsbeistand des Erfinders und Urhebers 31
Lertes, Dr. P., Der Radio-Amateur 135
—, Die drahtlose Telegraphie und Telephonie 135
Lorenz, Dr.-Ing. Dr. Hans, Einführung in die Elemente der höheren Mathematik und Mechanik 15
Martens, A., Segelflug 135
Meyer und Deckert, Die Logarithmen der Hyperbelfunktionen 275
Müller, Prof. Dr.-Ing. Willy, Materialprüfung 117
Nägel, Nusselt, Neumann, Riehm, Alt, Schultz und Geiger, Dieselmaschinen 31
Nesper, Dr. Eugen, Der Radio-Amateur 135
—, Des Radio-Amateurs Meßtechnik 135
Neumann, G. P., In der Luft unbesiegt 15
Peiser, Herbert, Selbstkosten und Erfolg in Buchhaltung, Nachrechnung und Vorrechnung 177
Pochhammer. Bruno, Z. R. 3, das deutsch-amerikanische Verkehrsluftschiff 275
Preuß. Ministerium für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung, Die Neuordnung des preußischen höheren Schulwesens 177
Schaffran, Dr.-Ing., Systematische Luftpropellerversuche 14
Schmitz-Follmann, Die flüssigen Brennstoffe. 207
Slaby, A., Entdeckungsfahrten in dem elektrischen Ozean 117
Spreen, Dr. W. Physikalische Grundlagen der Radiotechnik 135
Wegener, Prof. Dr. Kurt, Die Grundlagen des Segelfluges . 14
Weiß, J. Bernard, Gliding and Soaring Flight 14
Wieselsberger, Dr.-Ing. Dr. phil. C., Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen 31
Zart, Dr., Die Entwicklung der chemischen Großindustrie . . 193

Sachliches Register.

Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, Ergebnisse der — (Dr.-Ing. Dr. phil. C. Wieselsberger) 31
Atti dell'Associazione Italiana di Aerotecnica, Band III, Nr. 3 und 4, 1923 (R. Giacomelli) 135
Brennstoffe, Die flüssigen — (Schmitz-Follmann) 207
Chemie zur Wissenschaft, Die Entwicklung der — (Dr. Dannemann) 176
Dieselmaschinen (Nägel, Nusselt, Neumann, Riehm, Alt, Schultz und Geiger). 31
Drang und Zwang. (Dr. Dr.-Ing. Aug. Föppl) 248
Entdeckungsfahrten in dem elektrischen Ozean (A. Slaby) . . 117
Fernsprechtechnik, Die — (C. W. Kollatz) 117
Flugzeugbaukunde (Dr.-Ing. H. G. Bader) 207
Funktelegraphie, Die — (C. W. Kollatz) 117
Gliding and Soaring Flight (J. Bernard Weiss) 14
Großindustrie, Die Entwicklung der chemischen — (Dr. Zart) 193
„Hütte“ (Akademischer Verein Hütte, E. V.) 45, 248
Logarithmen der Hyperbelfunktionen, Die — (Dr. Ulfilas Meyer und Prof. Dr. Adalbert Deckert) 275
Luft unbesiegt, In der — (G. P. Neumann) 15
Luftpropellerversuche, Systematische — (Dr.-Ing. Schaffran) 14
Luftverkehr, Der — (Dr. rer. pol. Walter Dollfuß) 117
Materialprüfung (Prof. Dr.-Ing. Willy Müller) 117
Mathematik und Mechanik, Einführung in die Elemente der höheren — (Dr.-Ing. Dr. Hans Lorenz) 15
Monoplan, Der — (Ing. J. Clairmont) 207
Physik, Einführung in die theoretische — (A. Haas). 135
Radio-Amateur, Der — (Dr. P. Lertes) 135
Radio-Amateur, Der — (Dr. Eugen Nesper) 135
Radio-Amateurs Meßtechnik, Des — (Dr. Eugen Nesper) . . 135
Radio-Technik, Physikalische Grundlagen der — (Dr. W. Spreen) 135
Rechtsbeistand des Erfinders und Urhebers, Der — (Ing. F. Lachmann) 31
Rendiconti dell'istituto sperimentale aeronautico, Band XI, Nr. 2, 1923 (R. Giacomelli). 135
Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam, Rapport A 29 15
Schulwesens, Die Neuordnung des preußischen höheren — (Preuß. Ministerium für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung) 177
Schwingungslehre, Technische — (Wilh. Hort) 45
Schwingungslehre, Grundzüge aus der technischen — (Prof. Dr.-Ing. Otto Föppl) 220
Segelflug (A. Martens) 135
Segelflug und verwandte Bewegungen mit besonderer Berücksichtigung biologischer Gesichtspunkte, Über den — (Wilhelm Frölich) 134
Segelfluges, Die Grundlagen des — (Prof. Dr. Kurt Wegener) 14
Selbstkosten und Erfolg in Buchhaltung, Nachrechnung und Vorrechnung (Herbert Peiser) 177
Telegraphie und Telephonie, Die drahtlose — (Dr. P. Lertes) 135
Truppenführung, Die — (v. Cochenhausen) 45
Verkehrsluftschiff, Z. R. 3, Das deutsch-amerikanische — (Bruno Pochhammer) 275
Verslagen en Verhandelingen van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam. Deel II. 1923 177
Zeppelin-Luftschiffbau, 25 Jahre — (Direktor Dr. L. Dürr) . 206
Zeppelinluftschiff, seine Entwicklung, Tätigkeit und Leistungen, Das — (Franz Kollmann) 275

Luftfahrt-Rundschau.

I. Allgemeine Nachrichten.

Betriebsergebnisse der »Deruluft« auf der Strecke Moskau — Königsberg 16
Ergebnisse der Flugsaison 1. Mai bis 1. November 1923 auf der Strecke Königsberg — Moskau 16

II. Technische Nachrichten.

Berechnung 157
Bodenorganisation 118, 178
Fallschirm 157
Festigkeit 264
Flugerfahrung 136
Flugzeuge 46, 74, 95, 118, 136/9, 157/8, 178, 207/8, 221/23, 249/51, 264/65, 276
Funkwesen. 158/9
Leichtbau 159, 208/9, 276
Literatur 31, 159
Luftbild 159
Luftschiffe 46, 209
Luftschrauben 118, 159, 209/10
Material 46, 139/40, 194/5, 210 276/79
Messen 46, 75
Meßgeräte 118/9, 140/41, 160/1, 265, 279
Motorbau 47, 159/60
Motoren . . . 47, 119, 141/2, 161, 178/9, 195/6, 210/1, 221, 265/67
Segelflug. 47, 142/3, 161, 179, 196, 251/2, 266
Stabilität 161
Stoffkunde 47
Strömung 31, 75, 96, 119, 162, 179, 211, 266/67, 279
Treibschrauben 179
Wetter 47, 119, 143, 252

III. Patentschau. 48, 76, 120, 144, 163, 180, 196, 211, 224, 268, 280

Digitized by Google

Digitized by Google

MAR 3 1924

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

1. u. 2. Heft | **München, 26. Januar 1924** | **15. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich; sie kann durch jede Buchhandlung und durch den Verlag R. Oldenbourg bezogen werden.

Vierteljahresbezugspreis für das ***Inland*** Goldmark 1.80.

Zahlung an den Verlag in bar oder auf Postscheckkonto München 4412. Zahlungen durch Banküberweisung oder Bankscheck dürfen vorerst nicht erfolgen.

Jahresbezugspreis für das ***Ausland:*** Doll. 2.40; zahlbar zum Dollarkurs in der in Betracht kommenden Landeswährung. Vorauszahlung für ein halbes oder ganzes Jahr wird angenommen.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von Goldmark —.10 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, die **Anzeigen-** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an die **Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.**

Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München. Postscheckkonto: München Nr. 4412.

Betrifft Inlandsbezug.

Das Postzeitungsamt nimmt Bestellungen auf die Zeitschrift zurzeit nicht entgegen.

Der *Bezug* der Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahres angenommen, wenn zwei Wochen vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt.

Bei *Wohnungswechsel* ist an den Verlang rechtzeitig Auftrag auf Umleitung an die neue Wohnung zu richten. Wird dieser Auftrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Wohnung weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb zunächst nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Ein neuartiges „Segel"-Flugzeug. Von R. Platz. S. 1. — **Unterschied zwischen der Führung von Segel- und Motorflugzeugen vom Standpunkt des praktischen Segelfliegers.** Von H. Hackmack. S. 2. — **Die Arbeiten des Meßtrupps während des Rhönsegelflug-Wettbewerbs 1923.** Von H. Koschmieder in Gemeinschaft mit P. Dubois und Wg. Kaempfert. S. 3. — **Die Windregistrierung auf der Wasserkuppe vom 30. August 1923.** Von H. Noth, Frankfurt a. M. S. 8. — **Aufwind und Einflußhöhe.** Von Walter Georgii, Frankfurt a. M. S. 9. — **Zusammenhang zwischen Widerstandsverminderung von Gewichtszunahme.** Von A. Baumann. S. 10. — **Wissenschaftliche Flugergebnisse.** Von Kurt Wegener. S. 11. — **Die Strömungsvorgänge am Spaltflügel.** Von C. Koning, Amsterdam. S. 13. — **Erwiderung.** Von G. Lachmann, Göttingen. S. 13. — **Hauptversammlung der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde.** S. 14. — **Bücherbesprechungen.** S. 14. — **Berichtigung.** S. 15. — **Luftfahrt-Rundschau.** Allgemeine Nachrichten. S. 16. — **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.** S. 16.

Jg. Flugzeugkonstrukteur,

6 Sem. Hochschulstudium, 2 J. Maschinenbaupraxis, mit Ia. Kenntnissen in Statik und Kinematik, sucht per sofort od. später entwicklungsfähige Anfangsstellung in größerem Unternehmen (auch Ausl.). Interessengemeinschaft zwecks Verwirklichung eines neuartigen Flugprinzips mit bedeutend größerem Trageffekt als bisher ist gleichzeitig beabsichtigt. Gefl. Angebote an die Exped. ds. Zeitschr. unter Fl. 53.

Technikum

Bodenbach a. Elbe. Progr. frei!

Speziallehrpläne für Installat. und Heizungs-Ingenieure; Maschinen- und Elektrotechnik, Hoch-, Tief- und Eisenbetonbau, Technische Chemie.

Technikum Hildburghausen

Höhere u. mittl. Maschinenbau- u. Elektrotechnikerschule. Werkmeisterschule, Baugewerk- und Tiefbauschule.

Programm frei.

Ich zahle Liebhaberpreise für Flugpost!

Echt geflogene Briefe und Karten mit und ohne Marken aller Zeiten und Länder sowie gebrauchte und ungebrauchte Ansichtskarten, Privat-, Reklame- und Festgelegenheitsmarken von Schauflügen, Zeppelin- und Ballonposten.

Eine Durchsicht alter Korrespondenzen lohnt sich wirklich; denn ich zahle für alles auf die Luftpost Bezughabende Liebhaberpreise. Auch neuere Luftpostlinien, die besondere Flug- oder Stempel-Vermerke führen, interessieren mich, und ich bitte um Einsendung.

A. Berezowski, ehem. Fliegeroffizier, **Görlitz,** Augustastraße 29.

Sie können bessere Reklame machen als Ihre Konkurrenz

wenn Sie Ihrer Werbearbeit das soeben bei uns erschienene Werk von Dr. Th. König zugrundelegen. Es heißt „Reklame-Psychologie" (214 Seiten mit 18 Abbild.), der Preis beträgt geb. G.-M. 4.—. Fürs Ausland Preise in Auslandswährung. Durch Anwendung reklamepsychologischer Grundsätze werden Vergeudung und Fehlschläge fast völlig ausgeschaltet. Der Verfasser ist seit Jahren erfolgreicher Werbeleiter industrieller Betriebe. Die Methoden des In- und Auslands werden herangezogen.

R. Oldenbourg / München u. Berlin

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

1. u. 2. Heft | 26. Januar 1924 | 15. Jahrgang

Ein neuartiges »Segel«-Flugzeug.[1]

Von R. Platz.

Das große Interesse, welches dem Segelflugsport bisher entgegengebracht wurde, gab Veranlassung, sich mit dem Bau eines Segelflugzeuges zu befassen, welcher für alle Sportbegeisterten auch unter den heutigen Verhältnissen ein erreichbares Ziel ist. Dazu gehören vor allem:

1. sehr niedriger Anschaffungspreis; er soll etwa die Kosten eines guten Fahrrades nicht erheblich überschreiten,
2. Zusammenlegbarkeit auf ein Kleinstmaß, so daß auch Transport im Personenzug möglich ist,
3. Unempfindlichkeit an jeder Stelle bei kräftigem Zufassen und bei Stößen,
4. schnelles und leichtes Aufrüsten,
5. leichtes Auswechseln und billiges Ersetzen aller Teile,
6. Tragbarkeit des Segelflugzeuges durch einen Mann.

Mit den bis heute gebauten Segelflugzeugen waren alle diese Bedingungen nicht zu erfüllen. Hier ist deshalb ein neuer Weg beschritten worden.

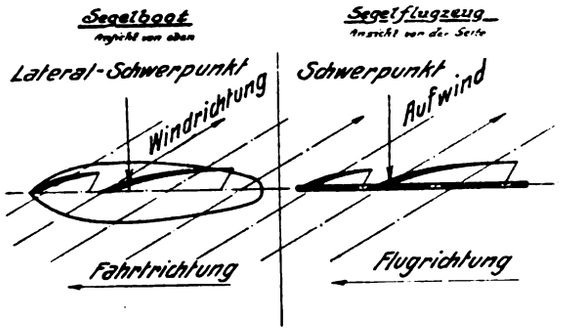


Abb. 1.

Auf den Grundgedanken brachte die Erinnerung an eine Fahrt mit einem als Slup getakelten Segelboot, mit welchem man bei richtiger Einstellung der Segel und passender Übereinstimmung des Segelschwerpunktes mit dem Lateralschwerpunkt längere Zeit am Wind fahren kann, ohne zu steuern, die Segel also »stabil« sind. Ein derartig eingestelltes Boot kann man mit losgelassenem Steuer durch Anholen oder Fieren des Focks in bestimmten Grenzen steuern.

Wenn man jetzt zwei solche Segel mit ihren Grundflächen gegeneinander setzt und das Führergewicht als Lateralschwerpunkt ansieht, das Ganze um 90° um die Längsachse dreht, so müßte man, wie auf Abb. 1 ersichtlich, ein Segelflugzeug haben, mit welchem man schon geradeaus fliegen und Höhen- und Tiefensteuer einstellen kann.

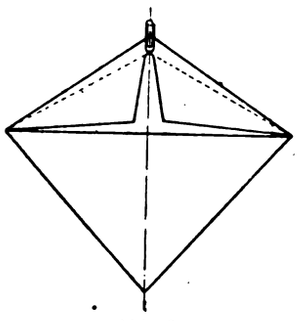


Abb. 2.

Bei der beabsichtigten Einfachheit und dem niedrigen Anschaffungspreis mußte versucht werden, weitere Steuer, Vorrichtungen usw. zu vermeiden. Es mußte also weiter probiert werden, ob bereits mit der obigen Anordnung ausreichende Steuermöglichkeiten bestanden. Die Querstabilität konnte durch geeignete V-Stellung der Holme oder Masten erreicht werden. Es fehlte also nur noch das Seitenruder. Diese Funktion könnten die Focks übernehmen.

[1]) Diese Arbeit ist der Schriftleitung bereits am 16. Februar 1923 zugegangen; sie wird auf Wunsch des Herrn Verfassers erst jetzt der Öffentlichkeit zugänglich gemacht. Die Schriftleitung.

Ein Papiermodell, wie Abb. 2 zeigt, ausgeschnitten, mit einer Briefnadel belastet, diente als erstes Modell. Die Querstabilität ist der V-Stellung entsprechend natürlich gut. Die Höhen- und Tiefenruder sind sehr wirksam. Durch Anstellen des rechten Focks wurde

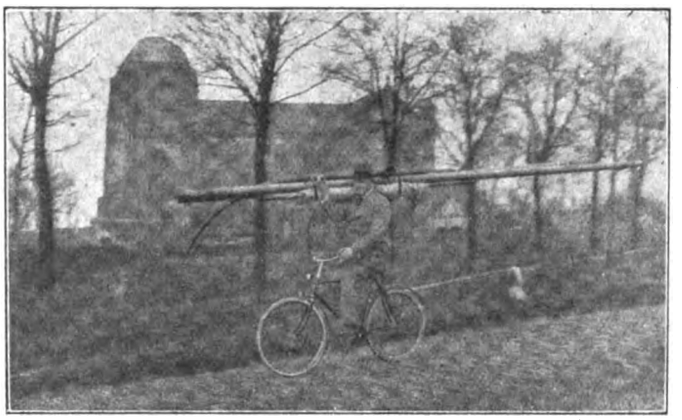


Abb. 3.

reichlich genügende Seitensteuerwirkung nach rechts bei allen Geschwindigkeiten, sogar beim senkrechten Fallenlassen (Durchsacken) des Papiermodelles erreicht. Beim Anstellen des linken Focks wurde dieselbe Wirkung nach links erreicht.

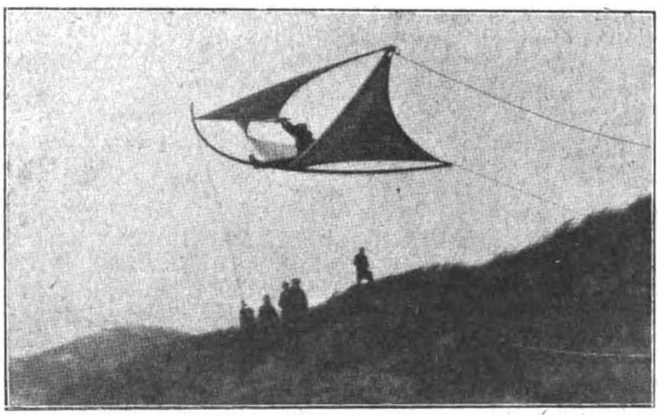


Abb. 4.

Jetzt wurde die endgültige Form festgelegt, und in vier Arbeitsstunden war ein Modell von 1,3 m Spannweite und 0,4 m² Fläche fertiggestellt. Die ersten Versuche fanden in den nahegelegenen 6 bis 8 m hohen Dünen Anfang November 1922 statt. Die Wind-

Abb. 5.

stille am ersten Tage war nicht zum Segeln geeignet, aber desto besser konnte genaue Einstellung der Focks und der Last, welche aus einem verschiebbaren Feilkloben bestand, vorgenommen werden. Am folgenden Flugtage wurde dann auch der erste Erfolg fest-

Digitized by Google

gestellt. Das »Modell« »segelte« mit einer Flächenbelastung von 2½ kg/m² bei leichtem Wind. Es gewann wiederholt Höhe und bewegte sich, den Kopf in den Wind gestellt, eine Zeitlang ohne Höhenverlust längs der Dünenoberkante fort, wie dies auch bei den Möven beobachtet wurde und bereits wiederholt beschrieben ist.

An Hand dieses Modelles war jetzt schon zu ersehen, daß alle anfangs erwähnten Bedingungen zu erfüllen waren. Bei der Ausführung im großen konnten nur noch Schwierigkeiten aus dem unstarren Flügel bzw. dem veränderlichen Profil derselben entstehen.

Zum Studieren dieser jetzt wichtigsten Frage wurde wieder in wenigen Stunden ein weiteres Modell von 2,5 m Spannweite und 1,3 m² Fläche gebaut und bei den Versuchen festgestellt, daß kein merkbarer Unterschied gegen das kleine Modell vorhanden war.

Das auf Grund dieser Feststellung jetzt in Arbeit genommene Segelflugzeug von rd. 16 m² Flächeninhalt war in einigen Tagen fertig aufgerüstet.

Es besteht aus einer gebogenen Kufe aus Stahlrohr, in deren hinteres Ende der Rumpfholm aus Rundholz eingesteckt ist, mit zwei seitlich aufgeschweißten Stutzen, welche zum Einstecken der Masten, ebenfalls aus Rundholz angefertigt, dienen. Weitere Hauptbestandteile sind die zusammengenähten »Großsegel« und die »Focks« sowie die dazu nötigen Einfassungen und drei Blechbeschläge.

Die »Drehteile« bestehen aus nur einer Schraube, welche die Focks vorn drehbar zusammenhält.

In 10 min ist das ganze Flugzeug tragfertig zusammengeschnallt. Es hat eine Größe von rd. 3,3 × 0,35 × 0,25 m und wiegt rd. 40 kg. Die Transportmöglichkeit ist auf Abb. 3 ersichtlich.

Zum Segeln ist in 15 min die Montage von einem Mann vorgenommen.

Die Versuche wurden meist, wie bei den kleinen Modellen, bei geringem Wind mit geringer Belastung vorgenommen. Durchbiegen der Segel, Steuerung und Landen war wie bei den Modellen gut.

Die weiteren Versuche in den nächsten Tagen erfolgten bei starkem Wind. An 25 m hohen Dünen wurde mit Sandbelastungen bis 75 kg geflogen. Bei rd. 50 Versuchsflügen ohne Führer mit festgestellten Steuern wurde die Tauglichkeit erprobt, oft landete das Segelflugzeug im Meer oder hinter den Dünen ohne die geringste Beschädigung.

Die nächsten Versuche erfolgten mit Führer. An vier Leinen gehalten wurde mit einem 55 kg-Führer begonnen, etwa zehn weitere »Sportbegeisterte« mit Körpergewichten bis 100 kg stellten nacheinander fest, daß das Höhenruder sehr einfach zu bedienen ist. Zum »Loslassen« war es aber ohne Übung an dieser Stelle noch zu gefährlich, weil die Hänge der Dünen stellenweise fast senkrecht waren.

Der erste freie Flug gelang dann am folgenden Flugtage im Februar 1923 bei mäßigem Wind von einer 10 bis 12 m hohen Düne.

Jetzt soll noch das »Kreuzen« an den an sich sehr ungeeigneten Dünen versucht werden, womit die Versuche als abgeschlossen betrachtet werden.

Wenn auch die aerodynamischen Eigenschaften dieses Seglers nicht dieselben wie die eines »gezüchteten« Segelflugzeuges sein werden, so werden doch beim Vergleich die anfangs beschriebenen Vorteile für die Segelfluganfänger stark ins Gewicht fallen.

Es wird interessant sein, die Ansichten und Äußerungen der Wissenschaft und Anhänger der Segelfliegerei über das vorstehend beschriebene Problem und den ersten Lösungsversuch zu hören.

Unterschied zwischen der Führung von Segel- und Motorflugzeugen vom Standpunkt des praktischen Segelfliegers.

Von H. Hackmack.

Der Motorflugzeugführer, der zum ersten Male auf einem motorlosen Flugzeuge fliegt, vergißt leicht, sobald er von der Erde frei ist, daß völlig verschiedene Grundbedingungen vorliegen, und macht Fehler, die, wie es sich im Rhönwettbewerb 1923 zeigte, nur zu häufig Höhenverlust, frühzeitige Landung oder gar restlosen Bruch zur Folge haben. Diese Erscheinungen verstärken sich noch, wenn die Motorflugzeugführer, wie es bei uns leider der Fall ist, auch zum Motorfliegen seit langem keine Gelegenheit mehr hatten. Im folgenden einige rein praktische Gesichtspunkte für das Fliegen ohne Motor.

I. Der Start.

Die augenblicklich fast durchwegs verwendete Startmethode ist die mittels Gummiseils und Startmannschaft gegen den Wind. Das Flugzeug muß vor dem Start genau gegen den Wind eingestellt und der Startmannschaft ein Richtungspunkt im Gelände angegeben werden, um ein Auseinander- bzw. Durcheinanderlaufen zu vermeiden. Das Kommando zum Ausziehen des Seils, zum Laufen und zum Loslassen des Seils geschieht am besten durch den Flugzeugführer selbst und nicht, wie bisweilen üblich, durch besonderen Starter. Der Führer weiß selbst am besten, wann er starten muß und hat bei eigenem Kommando auch einwandfrei die Möglichkeit, einen bereits angefangenen Start abzubrechen, wenn es nötig wird (ungeeigneter Zeitpunkt, falsche Zugrichtung, nicht eingeschalteter Barograph). Neue Startmannschaften sind durch Probestarts einzuschulen. Durch Anzünden von Feuer etwa 500 m vor dem Startpunkt kann der Pilot am Rauch das Herannahen einer Bö bemerken und rechtzeitig dieser entgegenstarten. Auch Windmesser sind nicht 40, sondern 400 m vorm Flugzeug aufzustellen; Windstärken durch verabredete Zeichen übermitteln.

Durch den Start (Gummizug und Zugkraft der Startleute) erhält das Flugzeug einen Impuls. Dieser muß ausgenutzt werden, was am besten dadurch geschieht, daß man durch Höhensteuer einen großen Anstellwinkel gibt und einen meist beträchtlichen Höhengewinn erzielt. Der »Kavalierstart« hat also beim Segelflug im Gegensatz zum Motorflug eine Berechtigung, birgt aber natürlich die Gefahr des »Überziehens« in sich, und zwar beim Segelflugzeug erheblich mehr, weil die Geschwindigkeit infolge der geringen Masse rascher abnimmt und weil der rettende Schraubenzug fehlt. Gerade im letzten Rhönwettbewerb waren die Fälle von Abstürzen nach dem Start besonders häufig und waren zum großen Teil auf »Überziehen« des Flugzeugs und nur in wenigen Fällen auf unsachgemäßen Start zurückzuführen.

II. Der Flug im Hangwind.

Um am Hang zu segeln, muß man sich klar sein, daß die Einflußhöhe von Windstärke und Gebirgshöhe abhängig ist und man rechnerisch leicht diejenige Zone ermitteln kann, in der der stärkste Aufwind herrscht (Arbeiten von Georgii und Ackeret in der ZFM). Diese liegt meist weiter vor dem Berg als man denkt, und das »Kleben am Hang« hat darum oft Höhenverlust zur Folge, ebenso aber auch das zu weite Hinausfliegen vor den Berg. Man muß also nach dem Start das Flugzeug rechtzeitig in Seitenwind eindrehen, um in der günstigsten Zone zu bleiben. Das kommt vor allem für den Dauerflug in Betracht. Zur Erreichung größter Höhe muß man außerdem das Gelände, das man überfliegt, und das Vorgelände im Auge behalten und ihren Einfluß auf die günstigste Aufwindzone prüfen. Zur Erzielung großer Entfernungen schraubt man sich zunächst so hoch als möglich. Im Streckenflug unterscheidet sich das Fliegen in geradem Fluge gegen den Wind mit bester Gleitzahl (Martens) von dem systematischen Ausnutzen von günstigem Gelände und thermischen Aufwindzonen, auch im Seiten- und Rückenwind. Letzteres erfordert Übung und Erfahrung und hängt vielfach von Zufällen ab.

Kurven fliegt man vom Hang weg gegen den Wind. Beim Kurven ist ferner zu beachten daß den auftretenden Zentrifugalkräften das Gleichgewicht gehalten werden muß, was Höhenverlust zur Folge hat; dieser ist um so größer, je steiler die Kurve. »Schneidiges Kurven« ist also durchaus nicht zum Erfolg notwendig.

III. Ausnutzen von Böen.

Um Windschwankungen und Böen auszunutzen, d. h. Höhe zu gewinnen, muß man entgegengesetzt steuern, als es im Motorfluge üblich ist. Die normale Bö ist ein Anwachsen der Windstärke für kurze Zeit in Richtung des Windes mit darauffolgender Flaute. Da also zunächst die Geschwindigkeit des Flugzeugs relativ zur Luft wächst und damit auch der Auftrieb, kann man den Anstellwinkel vergrößern, das Flugzeug »ziehen« und dadurch Höhengewinn erzielen. Erst kurz vor der Flaute bringt man das Flugzeug rechtzeitig in normale Lage. Die Änderungen der Windstärke und auch der Windrichtung spürt man deutlich im Gesicht, weshalb es sich empfiehlt, ohne Kappe und Brille zu fliegen, wenn die Witterung es erlaubt. Die Mitnahme von Staudruckgeräten und Geschwindigkeitsmessern erleichtert die Führung besonders bei langen Flügen und schwierigem Gelände.

IV. Die Landung.

Die Landung von Segelflugzeugen ist wegen der geringen Geschwindigkeiten ($v = 25$ bis 40 km/h) wesentlich leichter als bei Motorflugzeugen. Auch der kurze Auslauf gibt die Möglichkeit,

Digitized by Google

selbst in schwierigem Gelände glatt zu landen. Da man im allgemeinen ziemlich niedrig über dem Erdboden sitzt, verschätzt man sich beim Abfangen weniger leicht als bei einem Motorflugzeug mit hohem Fahrgestell. Die Landung führt man als Schwanzlandung aus und vermeidet es, mit großer Fahrt an den Boden zu kommen. Segelflugzeuge mit Flügelsteuerung verlangen, daß man sich vorher genau mit der Steuerung vertraut macht, sich »hineindenkt«, um in der Luft instinktiv und nicht mit Überlegung zu steuern. Start und Landung vereinfachen sich und die Kombinationen, die bei getrennter Flügel- und Höhenflossensteuerung (Geheimrat, Darmstadt; Messerschmitt, Bamberg; Dresdener Hochdecker) möglich sind, gestatten u. a. bei Beibehaltung eines beliebigen Anstellwinkels die Rumpflage zu ändern. Dadurch sind Landungen auch an steilen Hängen möglich. Über die Eigenart der Flügelsteuerung im Fluge soll an dieser Stelle in einem der nächsten Hefte einiges gesagt werden.

Die Arbeiten des Meßtrupps während des Rhönsegelflug-Wettbewerbs 1923.

Von Harald Koschmieder in Gemeinschaft mit P. Dubois und Wg. Kaempfert.

Als mir die Durchführung des Meßdienstes für den Rhönsegelflug-Wettbewerb 1923 übertragen wurde, stellte ich mir über das eigentliche Programm hinausgehend zwei besondere Aufgaben: die zeiträumliche Fixierung der Flugbahnen und ihre Verwertung zur Untersuchung des Stromfeldes im Wasserkuppengebiet.

I. Die Flugbahnen.

Theoretisch ist deren Gewinnung sofort klargelegt: Mit dem Entfernungsmesser (E.-M.) wird die Länge e des Radius vector Beobachtungsort-Flugzeug gemessen, mit dem Theodoliten das

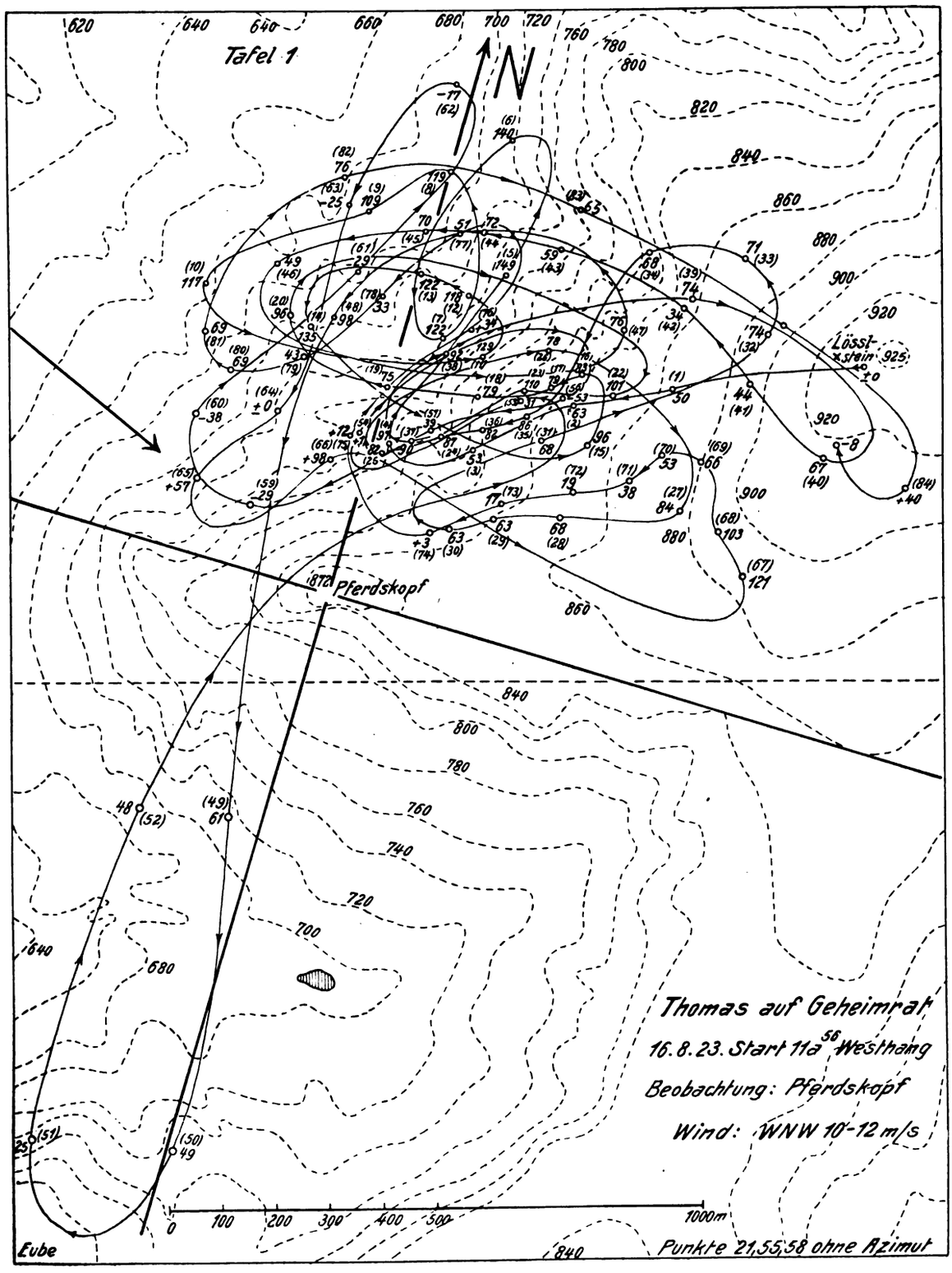


Abb. 1.

Digitized by Google

Azimut A und der Höhenwinkel δ, und schließlich wird der Zeitpunkt t dieser drei koinzidierenden Messungen fixiert. Jede Messung liefert einen Punkt der Flugbahn, ihre Folge also die gesamte Flugbahn, und zwar mit einer Genauigkeit, die der Häufigkeit der Messungen entspricht.

In praxi hat jedoch dieses einfache Verfahren nicht unerhebliche Schwierigkeiten. 1. Erfordert das Messen mit dem E.-M. sehr viel Übung. Da sich glücklicherweise drei Herren mit genügender Praxis an den Messungen beteiligten, ist der Meßfehler bis $e = 1500$ m sicher unter 5 vH geblieben. Es wurden auch mehrere Flugzeuge von zwei Meßtrupps unabhängig voneinander eingemessen. Soweit die Zeiten verwertbar waren, ergaben die Messungen eine hinreichende Deckung der beiden Kurven. — Die zweite Schwierigkeit liegt darin, auch bei großen Werten von de/dt, dA/dt, $d\delta/dt$ die Koinzidenz der E.-M.- und der Theodolitbeobachtungen zu erreichen. Es wurde daher ein Meßtrupp auf dem von der üblichen Startstelle etwa 1000 m entfernten Pferdskopf stationiert, der so auch den Vorzug hatte, von dauernden Positionsänderungen und Störungen durch das Publikum frei zu bleiben, zwei für die Praxis sehr wichtige Punkte. — Die dritte Schwierigkeit liegt darin, daß sich eine hinreichende Häufung der Messungen nur schwer erzielen läßt, wenn die Messungen einzeln die angegebene Fehlergrenze innehalten sollen. So sind auch hier auf die Minute im allgemeinen nur zwei Messungen entfallen, so daß — was ausdrücklich betont sei — bei der Zeichnung der Flugbahnen Willkürlichkeiten unvermeidbar waren. — Das vierte störende Moment war der Mangel an Stoppuhren. Außerdem ist bedauerlicherweise auf die Ermittlung der Zeit nicht immer die nötige Sorgfalt verwandt worden: Manchmal mag die Zeitablesung unmittelbar vor, manchmal nach den übrigen Ablesungen erfolgt sein, was sich natürlich dann besonders störend bemerkbar macht, wenn die Messungen zweier Trupps miteinander verglichen werden sollen.

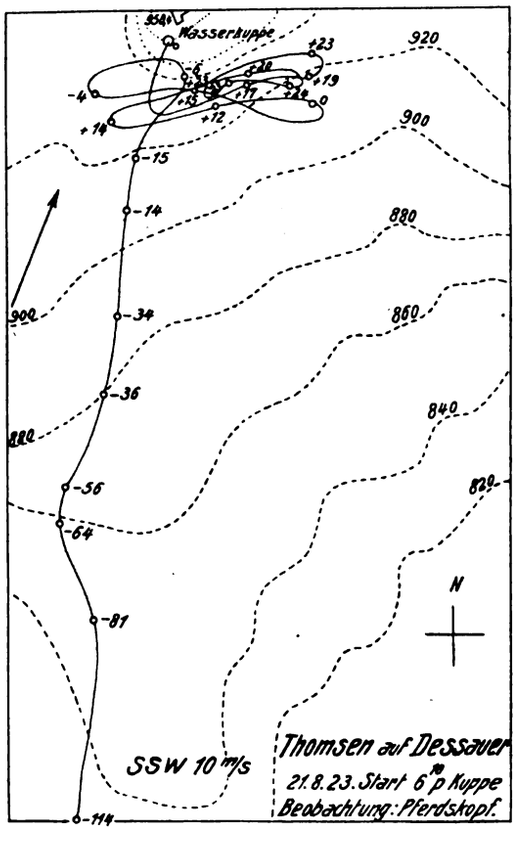


Abb. 2.

Bei der großen Zahl der in der beschriebenen Weise eingemessenen Flüge mußten wir uns hier darauf beschränken, die nach unserer Ansicht wichtigsten darzustellen. Diese sind: 1. Thomas auf »Geheimrat« am 16. August 1923, der Zielflug nach der Eube; 2. Thomson auf »Dessauer« am 21. August 1923, ein Segelflug am Südhang der Kuppe auf nur 300 m Breite; 3. Spieß auf »Edith« am 24. August 1923, der Vorstoß in die Spießecke; 4. Martens auf »Strolch« am 25. August 1923, ein Flug, den man wegen seiner Regelmäßigkeit als Repräsentanten des klassischen Segelfluges bezeichnen möchte; 5. Hackmack auf »Messerschmitt« am 30. August 1923, der diesjährige Höhenflug. — Die Flugbahnen wurden in den Abb. 1 bis 5 dargestellt, und zwar sämtlich, um sie miteinander vergleichen zu können, in ein und demselben Maßstabe 1 : 6666 (15 cm auf der Karte = 1 km). Leider konnten aus Gründen der Platzersparnis nicht sämtliche Darstellungen in ein- und demselben Maßstab gebracht werden, die Maßstäbe stimmen jeweils überein für die Abb. 1, 2, 5 und 3, 4. Dieser Maßstab mußte

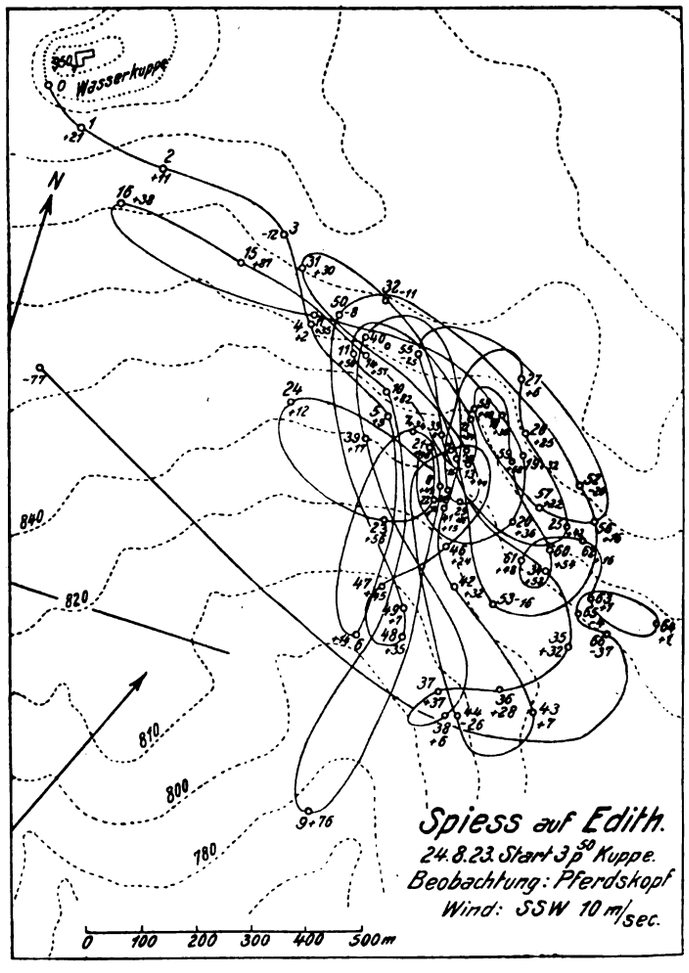


Abb. 3.

gewählt werden, um die Flugbahnen noch einigermaßen auseinanderzuziehen. Die eingemessenen Punkte sind durch kleine Kreise gekennzeichnet, die beigeschriebenen Zahlen sind die Ordnungszahlen des Punktes und die Höhe h, diese letztere bezogen auf den Starthorizont. Dünn eingezeichnet sind außerdem die Isohypsen, im allgemeinen von 20 zu 20 m. Bei dem Fluge von Hackmack sind die vom Lößlstein eingemessenen Punkte durch ein Kreuzchen gekennzeichnet. — Die Abb. 1, 4, 5 geben die Flüge in ihrer Gesamterscheinung einwandfrei wieder (die Höhen auf Abb. 4 können jedoch nur als grobe Näherung betrachtet werden). Abb. 2 ist sogar eine detaillierte Abbildung, die nur durch die Postierung eines Meßtrupps auf dem Pferdskopf ermöglicht wurde. Dagegen ist Abb. 3, obwohl die Punkte einzeln zuverlässig sind, nicht mehr als eine rohe Wiedergabe des vorsichtigen Abtastens des Geländes durch Spieß. — Eine ausführliche Diskussion der einzelnen Flüge in flugtechnischer Hinsicht liegt nicht in unserer Absicht, wir können sie dem Interessenten überlassen.

II. Die Ermittelung der vertikalen Windgeschwindigkeit.

Die zweite Aufgabe war ursprünglich nur als Ergänzung gedacht zu zwei Methoden, die wesentlich leichter die Erkenntnis des Stromfeldes gestatten: nämlich die Messung der Steiggeschwindigkeiten von Gummipiloten und die Untersuchung der »Einflußhöhe« und »Einflußweite« nach dem Vorschlage von Georgii mittels Temperaturmessungen in der freien Atmosphäre. Die erste Methode kam nur in ganz beschränktem Maße in Anwendung, infolge eines Eingriffes in den Wasserstoffvorrat des Meßtrupps; die zweite Möglichkeit fiel ganz aus, da das für den Rhönwettbewerb zugesagte Motorflugzeug, mit dessen Hilfe die Temperaturmessungen erfolgen sollten, zuguterletzt zurückgezogen wurde.

Digitized by Google

So stehen dieses Jahr eben nur die beschriebenen Segelflugzeugbeobachtungen zur Verfügung. Da die Ermittlung des Aufwindes sehr viel größere Genauigkeit erfordert als die Zeichnung der Flugbahnen, einmal weil die Zeiten sicher sein müssen und zweitens wegen der bekannten Eigenschaften von cos δ und sin δ für kleine δ, so beschränkten wir uns auf die Bearbeitung des Fluges

Die gestrichenen Größen beziehen sich auf ein mit der Luft sich bewegendes Koordinatensystem. Nach Addition erhält man

$$w_v = s + \frac{1}{\Delta_2 t}\left\{z_{n+1} - z_n + \frac{1}{2g}[(w_h^2 + f_{h,n+1}^2 - 2\,w_h \cdot f_{h,n+1}\cos(\mathfrak{w}, \mathfrak{f}_{n+1})) - (w_h^2 + f_{h,n}^2 - 2\,w_h f_{h,n}\cos(\mathfrak{w}, \mathfrak{f}_n))]\right\}$$

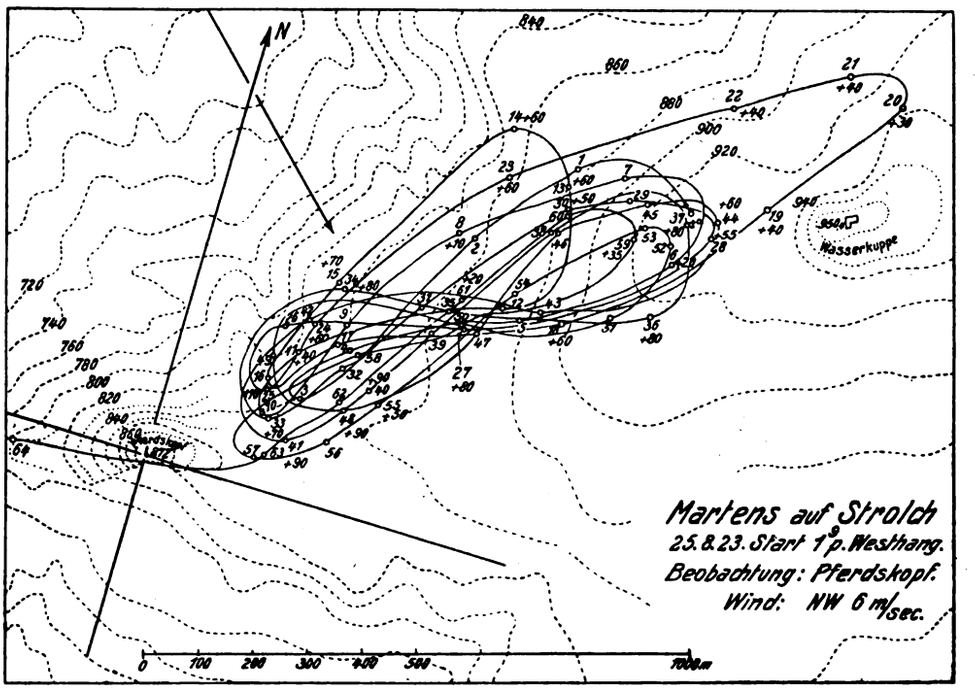


Abb. 4.

von Thomas am 16. August 1923, zumal sich bei der Kürze der Zeit gar nicht mehr Rechenarbeiten erledigen ließen. Noch ein Grund veranlaßte uns zu der Bearbeitung gerade dieses Fluges: Es herrschte nämlich auch am Ende des Fluges noch dieselbe Windrichtung und Stärke wie am Anfang.

Wir gingen zunächst von zwei Voraussetzungen aus: 1. Die Strömung über dem betrachteten Gebiet ist laminar und zeitlich konstant. 2. Die Stromlinien verlaufen in der Windrichtung von WNW nach ESE parallel zur Erdoberfläche. Um also den Aufwind zu erhalten, legten wir durch jeden eingemessenen Punkt der Flugbahn einen Schnitt in Riehtung des Windes durch das Gelände und entnahmen willkürlich der Karte den Höhenunterschied der zwei Punkte, die 100 m vor und hinter dem beobachteten Fußpunkte liegen. Diese Höhendifferenz ergibt den Neigungswinkel α des Geländes und dieser die vertikale und horizontale Windgeschwindigkeit $10 \cdot \sin\alpha$ und $10 \cdot \cos\alpha$, wobei also die Windgeschwindigkeit = 10 m/s und später cos $\alpha = 1$ genommen wurde, da α nie über 15° hinausging (cos 15 = 0,97). — Weiter wurden die tatsächlich vom Erdboden aus beobachteten vertikalen und horizontalen Flugzeuggeschwindigkeiten f_v und f_h bestimmt, wobei zwischen den Punkten n und $n+1$ als Kurvenlänge der geradlinige Abstand $e_{n,n+1}$ benutzt werden mußte. Die wahre Kurvenlänge ergibt sich hieraus durch Multiplikation mit einem Faktor, der wohl zwischen 1 und $\pi/2$ liegt, entsprechend wäre auch f_h zu korrigieren. In Zahlentafel 1 sind die Werte für h, f_v, 10 sin α, f_h als Funktion der Zeit eingetragen. Man ersieht daraus, daß ganz wider Erwarten große Werte des so berechneten Aufwindes zusammenfallen mit starken Höhenverlusten des Flugzeuges, es besteht also keinerlei eindeutige Beziehung zwischen 10 sin α und f_v.

Das kann seinen Grund nur darin haben, daß einmal die oben gemachten Voraussetzungen hier in überraschend starkem Maße nicht erfüllt sind, und 2. darin, daß in der Flugbahn auch noch die willkürliche Steuerwirkung enthalten ist. Man kann sich nun von allem freimachen auf folgende einfache Weise:

Das Flugzeug kann Höhenänderungen $\Delta h = z_{n+1} - z_n$ aus drei Gründen erleiden: 1. durch Umwandlung kinetischer Energie in potentielle infolge der Wirkung des Höhenruders, 2. durch vertikale Luftbewegungen, 3. durch seine Sinkgeschwindigkeit s, wobei $s > 0$ als positive Zahl genommen werde. Dann ist

$$\Delta_1 h = -\frac{1}{2g}(f_{n+1}'^2 - f_n'^2),\ \Delta_2 h = w_v \cdot \Delta t,\ \Delta_3 h = -s \cdot \Delta t.$$

die gesuchte Aufwindkomponente durch beobachtete Größen dargestellt. Dabei sind die

z_n, z_{n+1} den f_n, f_{n+1}

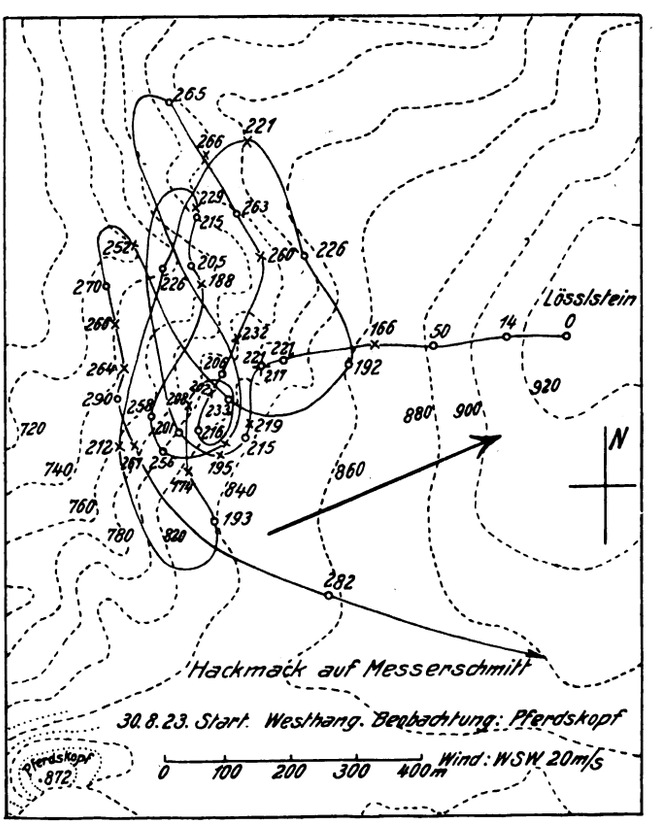


Abb. 5.

zugeordnet, wodurch die z_n also Mittelwerte zweier beobachteter Höhen werden. Dementsprechend sind die $\Delta_2 t$ zu berechnen. Die Winkel $(\mathfrak{w}, \mathfrak{f})$ sind der Flugbahnprojektion zu entnehmen. Dabei

Digitized by Google

Zahlentafel 1. Rhönsegelflug 1928.

Datum: 16. 8. 23.
Flugzeug: Geheimrat (Darmstadt).
Pilot: Thomas.
Startstelle: Lößlstein.
Startzeit: 11 h 56 m.

Windrichtung: WNW.
Windstärke: 10 m/s (10—12 m/s).
Beobachtungsort: Pferdskopf (872 m).
Auswertung: Koschmieder, Kämpfert, Dubois.
Azimut O. o.: Kreuzberg.

Beobachter: 1. Entfernungsmesser: Kämpfert. 2. Theodolit: Dubois. 3. Ablesung u. Protokoll: Koschmieder.

n	t	A	δ	e	h	f_v	$e_{n,n+1}$	f_h	z	$\Delta_2 t$	$10 \sin \alpha$	$\sphericalangle(w, f)$	f'_h	$f'^2_{h,n+1} - f'^2_{h,n}$	$k = z_{n+1} - z_n + \frac{1}{2g}(f'^2_{h,n+1} - f'^2_{h,n})$	w_v	Höhe über dem Gelände H
0	0 00	(245,6)	(+2,9)	(1050)	± 0						+0,4						0
						+0,59	360	4,2	+25			−48	13,3				
1	1 25	240,3	7,2	820	+ 50					52	1,7			+142	+38	+1,73	110
						+0,60	190	9,5	56			−49	17,7				
2	45	233	11,2	590	62					35	2,0			−162	− 6	0,83	142
						−0,18	205	4,1	58			−64	12,3				
3	2 35	226	15,6	395	53					31	3,0			+325	+33	2,06	168
						+3,67	155	12,9	75			−35	21,8				
4	47	203	26,2	340	97					24	2,9			−240	+36	2,50	243
						+1,48	380	10,9	123			−85	15,5				
5	3 22	210?	16,5	710	149					35	4,0			± 0	+19	1,54	324
						−0,26	250	7,1	144			−52	15,5				
6	57	203	12,1	920	140					41	3,1			−129	−20	0,51	345
						−0,39	385	8,4	131			+69	10,5				
7	4 43	205	18,6	550	122					43	3,0			+151	− 2,5	0,94	307
						−0,05	310	7,9	121			−52	16,2				
8	5 22	197	12,0	830	120					39	2,1			−104	−11	0,72	350
						−0,28	170	4,4	115			−65	12,5				
9	6 01	187	12,8	730	109					48	1,2			+ 31	0	1,00	349
						+0,14	335	5,9	113			−64	13,7				
10	58	159	15,4	640	117					67	2,0			−165	+ 2	1,03	367
						+0,17	535	7,0	123			+25	4,7				
11	8 14	214	19,0	560	130					55	4,1			+146	+ 8	1,15	285
						−0,36	115	3,5	124			−37	13,0				
12	47	206	15,6	635	118					30	2,9			+ 19	− 3	0,90	308
						+0,19	100	3,8	120			−17	13,7				
13	9 13	197	15,9	640	123					29	2,0			+ 25	+10	1,34	328
						+0,38	230	7,2	129			−65	14,5				
14	45	177	20,8	530	135					54	1,5			−200	−24	0,56	340
						−0,52	565	7,5	115			+17	3,5				
15	11 00	241	14,9	580	96					54	1,8			+163	−17	0,68	166
						−0,41	130	4,1	90			−45	13,2				
16	32	230	12,3	640	83					27	2,6			− 95	−14	0,48	168
						−0,19	65	3,1	81			+61	8,9				
17	53	228	13,0	585	79					24	2,9			+122	+ 4	1,17	169
						± 0,00	140	5,4	79			−47	14,2				
18	12 19	218	16,0	480	79					32	4,0			− 4	− 2	0,94	199
						−0,11	170	4,6	77			−33	14,1				
19	56	197	17,8	420	75					40	2,4			+ 33	+10	1,25	245
						+0,49	225	5,2	85			− 5	15,2				
20	13 39	173	16,0	540	96					63	1,5			−210	+ 2	1,03	306
						+0,48											
21	14 19	—	11,8	830	115		620	7,5	98			+26	4,6				
						−0,33											
22	15 02	236	13,4	665	101					59	2,0			+174	+16	1,27	176
						+0,25	165	4,6	105			−37	14,0				
23	38	225	17,2	550	110					31	3,3			+ 5	− 7	0,78	210
						−0,88	180	6,9	98			−68	14,1				
24	16 04	216	21,4	385	87					24	2,6			− 15	−14	0,42	232
						−0,23	115	5,2	85			−56	13,6				
25	26	201	26,1	306	82					32	2,9			− 66	− 8	0,75	292
						−0,07	365	8,7	80			+71	10,9				
26	17 08	223?	12,0	630	79					40	4,1			−115	− 4	0,90	194
						+0,13	380	10,3	82			+12	2,0				
27	45	257	11,4	690	84					42	1,0			+188	+ 3	1,07	134
						−0,34	225	4,8	76			−44	13,9				
28	18 32	252	14,8	475	68					38	1,2			− 10	−11	0,71	143
						−0,14	125	4,3	66			−42	13,5				
29	19 01	246	19,0	360	64					26	2,0			− 19	− 3	0,88	149
						−0,05	85	3,9	64			−52	12,8				
30	23	242	24,0	284	63					37	1,7			− 52	− 1	0,97	153
						+0,12	235	4,7	66			+83	10,6				
31	20 14	235	14,0	505	69					38	1,7			+189	+14	1,37	149
						+0,20	470	18,8	71			+66	17,3				
32	39	240	7,6	960	74					33	2,4			−130	− 6	0,82	99
						−0,07	145	3,5	72			−34	13,0				
33	21 20	232	7,1	1000	71					46	1,2			− 2	− 2	0,96	12
						−0,06	180	3,5	70			−37	13,0				
34	22 11	224	7,9	880	68					51	3,3			− 17	+ 6	1,12	18
						+0,36	380	7,6	77			+87	12,3				
35	23 01	229	15,6	515	86					38	2,4			− 6	+ 7	1,18	176

Digitized by Google

n	t	A	δ	e	h	f_v	$e_{n,\,n+1}$	f_h	z	$\Delta_2 t$	$\frac{10}{\sin\alpha}$	$\sphericalangle(w,f)$	f'_h	$f'^2_{h,\,n+1} - f'^2_{h,\,n}$	$k = z_{n+1} - z_n + \frac{1}{2g}(f'^2_{h,\,n+1} - f'^2_{h,\,n})$	w_v	Höhe über dem Gelände H
36	28	224	17,7	442	82	−0,15	85	3,1	84	34	2,9	−56	12,0	+ 10	+ 3	1,09	187
						+0,19	140	3,4	86			−50	12,4				
37	24 09	209	24,1	350	90					38	2,4			+ 3	+ 4	1,11	215
						+0,03	180	5,1	90			−72	12,6				
38	44	207	16,0	520	91					31	3,3			+ 16	− 6	0,81	266
						−0,57	470	16,8	83			+52	13,2				
39	25 12	232	8,4	880	75					31	2,6			−169	−19	0,39	145
						−0,21	380	11,2	72			+10	2,2				
40	46	255	7,1	980	68					40	0,0			+199	− 6	0,85	78
						−0,51	200	4,3	56			− 5	14,3				
41	26 33	244	6,3	890	44					43	2,0			+ 14	−16	0,63	79
						−0,25	190	4,8	39			− 9	14,8				
42	27 13	232	5,8	860	34					49	3,0			+ 57	+11	1,22	109
						+0,68	255	6,7	47			−15	16,6				
43	51	215	8,4	775	60					36	3,5			+ 3	+19	1,53	230
						+0,34	255	7,3	66			−31	16,7				
44	28 26	196	10,2	705	72					38	1,7			− 48	+ 4	1,11	272
						−0,02	285	6,9	72			−53	15,2				
45	29 07	172	11,4	630	71					64	1,3			+ 64	− 9	0,86	301
						−0,26	660	7,7	60			−29	17,2				
46	30 33	229	7,8	750	49					63	3,3			+ 26	+ 3	1,03	284
						+0,67	320	7,9	62			− 5	17,9				
47	31 13	204	10,0	740	76					44	2,9			−115	+19	1,43	171
						+0,52	325	7,4	87			−70	14,3				
48	57	182	16,6	530	99					53	2,0			− 23	−18	0,66	304
						−0,60	940	14,9	70			+62	13,5				
49	33 00	26	14,0	470	61					56	0,0			− 51	−18	0,68	271
						−0,26	625	12,6	55			+59	11,4				
50	50	16	5,4	1070	48					45	2,4			+113	−12	0,73	228
						−0,56	265	6,4	37			−36	15,6				
51	34 31	29	3,9	1150	25					50	3,5			+ 62	+ 3	1,06	200
						+0,39	650	11,1	37			−68	17,5				
52	35 30	42	10,8	540	48					74	0,0			− 83	− 1	0,99	283
						−0,19	1035	11,8	40			+86	14,9				
53	36 58	230?	9,3	520	31					74	3,3			− 31	−26	0,65	126
						−0,51	310	5,2	16			−51	13,8				
54	37 57	192	10,0	308	1					62	2,1			−135	−49	0,21	166
						−0,79											
55	38 31	—	2,9	530	− 26	−0,87	385	5,9	− 26			+49	7,5				
56	39 02	231	0,0	570	− 53					51	2 1			+167	−12	0,76	32
						+0,37	255	6,7	− 46			−54	15,0				
57	40	213	2,3	360	− 39					45	3,3			− 11	+11	1,25	96
						+0,25											
58	40 08	182?	8,0	<200	− 32	+0,08	365	6,9	− 34			−62	14,6				
59	33	140	6,0	225	− 30					47	4,0			+ 2	0	1,00	125
						−0,19	200	4,8	− 34			−19	14,6				
60	41 15	145	2,0	415	− 38					33	2,1			+ 95	+ 5	1,13	177
						+0,36	405	16,2	− 34			+81	17,6				
61	40	186	2,3	600	− 29					27	1,7			+ 13	+11	1,41	196
						+0,37	390	13,0	− 24			−78	18,0				
62	42 10	195	2,1	970	− 18					36	1,6			−169	− 6	0,83	217
						−0,17	300	7,1	− 22			−88	12,4				
63	52	184	2,2	720	− 25					38	1,2			± 0	+ 9	1,24	220
						+0,73	400	11,8	− 13			+69	12,4				
64	43 26	165	8,7	350	0					28	2,0			+ 30	+ 43	2,54	185
						+2,59	195	8,9	+ 28			−88	13,6				
65	48	132	18,7	342	+ 57					24	3,5			−124	+43	2,80	252
						+1,52	255	9,4	+ 77			+47	7,7				
66	44 15	182	23,4	380?	98					43	2,6			− 20	+31	1,72	263
						+0,37	800	13,5	+109			+24	6,3				
67	45 14	268	12,5	800	120					48	−0,3			+115	+ 9	1,18	155
						−0,46	95	2,6	+112			−22	12,5				
68	51	261	11,9	755	103					39	+0,7			+ 6	−28	0,28	138
						−0,90	130	3,1	+ 84			−35	12,7				
69	46 33	251	9,1	750	65					29	1,7			+ 27	−24	0,17	140
						−0,71	72	4,2	+ 59			−34	13,7				
70	50	248	8,9	685	53					21	2,4			− 65	−16	0,24	108
						−0,58	80	3,1	+ 46			−78	11,1				
71	47 16	250	8,6	610	38					26	1,0			+ 41	−16	0,38	98
						−0,70	108	4,0	+ 28			−53	12,8				
72	43	248	8,2	505	19					28	1,0			+ 19	− 9	0,68	94
						−0,07	140	4,8	+ 18			−51	13,5				
73	48 12	243	10,8	372	17					30	2,1			− 15	− 9	0,70	107
						−0,47	145	4,8	+ 10			−62	13,0				
74	42	239	14,0	231	3					41	2,1			+ 38	0	1,00	98
						+0,17	230	4,4	+ 8			−10	14,4				
75	49 34	192	12,2	305	12					37	1,4			+ 28	+16	1,43	177

Digitized by Google

n	t	A	δ	e	h	f_v	$e_{n,n+1}$	f_h	z	$\Delta_2 t$	$\frac{10}{\sin\alpha}$	$\sphericalangle(w,f)$	f'_h	$f'^2_{h,n+1} - f'^2_{h,n}$	$k = z_{n+1} - z_n + \frac{1}{2g}(f'^2_{h,n+1} - f'^2_{h,n})$	w_v	Höhe über dem Gelände H
76	57	209	8,8	570	34	+0,96	300	13,1	+ 23	27	3,5	+82	15,3	— 25	+18	1,66	209
77	50 29	201	8,3	720	51	+0,53	175	5,4	+ 42	28	2,4	—42	14,5	— 23	— 1	0,96	266
78	54	191	8,7	570	33	— 0,72	185	7,4	+ 42	23	1,7	—78	13,7	+ 35	— 2	0,81	243
79	51 15	175	12,2	455	43	+0,48	190	9,1	+ 38	22	1,9	—78	14,9	— 7	+18	1,82	232
80	38	157	15,0	470?	69	+1,13	140	6,1	+- 56	19	2,5	—51	14,6	+ 17	+14	1,74	284
81	54	155	12,8	550	69	± 0,00	85	5,3	+ 69	25	2,4	—15	15,2	— 17	+ 3	1,12	304
82	52 29	183	9,5	780	76	+0,20	385	11,0	+ 73	28	1,0	+88	14,6	— 51	— 6	0,79	321
83	51	214	7,8	860	64	—0,54	445	20,2	+ 70	35	2,4	+32	12,8	—124	—24	0,31	224
84	53 40	260	4,9	1100	41	—0,47	795	16,2	+ 52	39	—0,7	+ 1	6,3	+185	—19	0,51	56
85	54 10	254	2,7	970	— 8	—1,64	150	5,0	+ 24			— 7	14,9				0

sind jedoch noch zwei Größen unberücksichtigt geblieben: 1. der Verlust an kinetischer Energie infolge der Seitenruderbetätigung. Dieser ließ sich nicht ermitteln, da die eingeschnittenen Punkte für diese Aufgabe noch zu weit auseinanderliegen. Er scheint mit

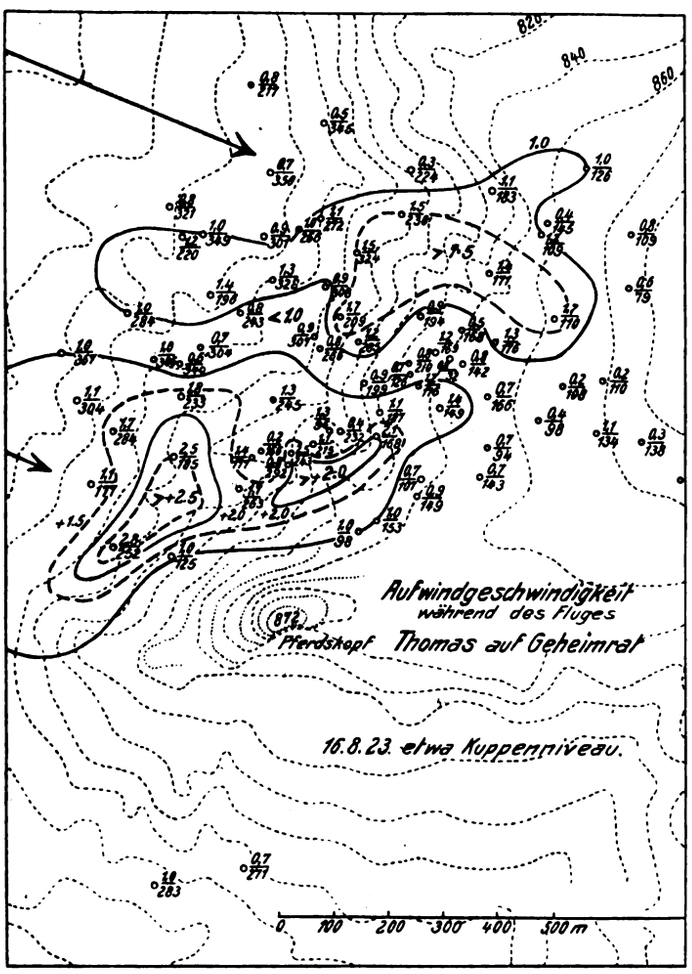


Abb. 6.

der Krümmung der Kurve sehr stark zu wachsen. 2. Die eigentliche Reibung als Funktion der f'.

Die Rechnung wurde für w_v (vgl. Zahlentafel 1) in der angegebenen, etwas umständlichen Weise durchgeführt, weil es auch von Interesse erschien, die Flugzeuggeschwindigkeit in bezug auf die Luft zu ermitteln. Es ergab sich dabei, daß f_h' stark schwankt, im wesentlichen zwischen 10 und 18 m/s. Der Mittelwert von f_h' beträgt 13,1 m/s, damit wird $f_v' = 1$ m/s für eine mittlere Neigung von 1:12 — 1:14.

Die Größe der Aufwindgeschwindigkeit w_v ist gleichfalls in Zahlentafel 1 angegeben. Nach dem Verlauf der Flughöhen- und Bodenprofilkurve war es naheliegend, w_v in seiner Abhängigkeit von der Höhe über dem Erdboden darzustellen (s. Zahlentafel 2).

Zahlentafel 2.

In der Höhenschicht über dem Erdboden	$\left(\frac{1}{50}\right)$	$\frac{51}{100}$	$\frac{101}{150}$	$\frac{151}{200}$	$\frac{201}{250}$	$\frac{251}{300}$	$\frac{301}{350}$ m
aus einer Zahl der Fälle	(2)	6	16	19	13	11	13
w_v	(1,0)	0,7	0,8	1,2	1,2	1,2	0,9

Hieraus scheint zu folgen, daß der stärkste Aufwind zwischen 150 und 300 m relativer Höhe zu finden ist. Obwohl diese Auffassung noch durch andere Gründe zu stützen wäre, so scheint doch das vorliegende Material noch zu wenig umfangreich, um daraus allgemeinere Schlüsse zu ziehen. — Eine zweite Darstellung der Aufwindgeschwindigkeit ist in der Abb. 6 gegeben. Eingetragen sind die w_v sowie die Höhen des Flugzeuges in diesem Punkte über der Erdoberfläche. Sodann werden die Punkte gleicher w_v durch Kurven verbunden, wobei zunächst noch eine Reduktion der einzelnen w_v auf gleiche Meereshöhe unterblieb. Danach scheint die stärkste Aufwindkomponente nicht an den Stellen stärksten Geländeanstieges, sondern an den Stellen aufzutreten, die durch eine Verengung des Stromröhrenquerschnittes ausgezeichnet sind: Hart nördlich des Pferdskopfes und hart südlich des vom Lößlstein nach Nordwest vorspringenden Rückens. Die Stromlinien laufen nicht über, sondern um die beiden vorgeschobenen Nasen.

Es lag mir daran, ein gut fundiertes Beispiel einmal zahlenmäßig durchzurechnen, um zu zeigen, daß der hier gewiesene Weg durchaus gangbar ist. Durch fortgesetzte Arbeiten in dieser Richtung wird zweifellos ein Material gewonnen werden, das für die Segelfliegerei wie für die Meteorologie gleich wichtig sein wird.

Die Windregistrierung auf der Wasserkuppe vom 30. August 1923.

Von H. Noth, Frankfurt a. M.

Den Teilnehmern der Fliegergedenkfeier am 30. August ds. Js. wird der Tag wohl tief im Gedächtnis eingeprägt sein, war doch der Einweihungstag des Fliegerdenkmals zu gleicher Zeit wohl der an Unfällen reichste Tag während der Zeit der Rhönflüge.

Die Ursache der vielen Unfälle liegt an den eigenartigen Windverhältnissen dieses Tages. Es dürfte von Interesse sein, die an Hand der Aufzeichnungen des in der Wetterstation Wasserkuppe aufgestellten Steffens-Hedde Böenschreibers näher zu betrachten. Wir geben zu diesem Zwecke einige Stücke dieser Registrier-

Digitized by Google

wieder, müssen aber bemerken, daß das Instrument sich schon teilweise im Windschatten befand, so daß die Schwankungen an der Luvseite des Gebirges noch weit stärker waren.

Die Abbildungen geben unten die Windgeschwindigkeit in Metern je Sekunde, oben die Windrichtung. Abb. 1 zeigt die Verhältnisse von 1 bis 2 Uhr vormittags. Die Geschwindigkeit schwankt um einen mittleren Wert von etwa 14 m/s. Der größte Wert ist 17,6 m/s, der kleinste 10,3 m/s, was einer Amplitude von 7,3 m/s entspricht.

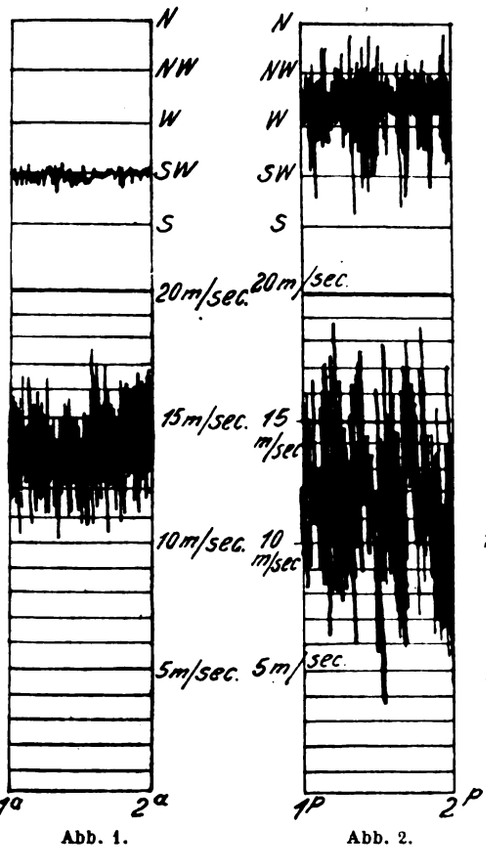


Abb. 1.

Abb. 2.

Abb. 3.

Die Richtung ist ein konstanter Südwest von minimalen Schwankungen. Abb. 2 zeigt die Verhältnisse von 1 bis 2 Uhr nachmittags. Hier ist der Mittelwert 12 m/s, die extremen Werte 18,8 und 3,6 m/s, die Amplitude mithin 15,2 m/s. Gegen Mittag hat sich also die Amplitude auf mehr als das Doppelte vergrößert. Gleichzeitig treten starke Richtungsschwankungen auf. Wenn sie auch infolge der Trägheit des Instrumentes zweifellos etwas übertrieben sind, so bleibt die außergewöhnliche Unruhe doch deutlich erkennbar.

Die Schwankungen in der Geschwindigkeit und der Richtung erklären sich aus der Zunahme der Turbulenz unter dem Einfluß der Sonnenstrahlung. Eingeleitet durch die große Horizontalgeschwindigkeit, hat die Turbulenz früh morgens ihr Minimum, nimmt, verstärkt durch die Sonnenstrahlung, bis Mittag zu, um gegen Abend wieder abzunehmen.

Abb. 3 gibt die Verhältnisse von 7 bis 8 Uhr abends. Es zeigt sich in gleichem Maße eine Abnahme der mittleren Windgeschwindigkeit, der Geschwindigkeitsschwankungen und der Richtungsschwankungen.

Aus vorstehendem ergibt sich eine Erklärung der schwierigen Flugverhältnisse des 30. August 1923. Die Geschwindigkeitsschwankungen sind etwa doppelt so groß als unter normalen Verhältnissen. Die Richtungsschwankungen sind ebenfalls so beträchtlich, daß beide Faktoren zusammen den 30. August zu einem so außerordentlich ungünstigen Flugtage machten.

Aufwind und Einflußhöhe.

Von Walter Georgii, Frankfurt a. M.

Die Frage der vertikalen Windbewegung in der Atmosphäre über ausgezeichneten Erdstellen ist in dieser Zeitschrift in einer Folge von Arbeiten[1]) behandelt worden, die in ihrer Gesamtheit das Ziel verfolgten, die Ausdehnung und die Stärke des Aufwindes annähernd quantitativ zu bestimmen und so seine Bedeutung für den Segelflug abschätzen zu können. Für den statischen Segelflug hat sich nach diesen Arbeiten folgendes Schema des wirksamen Aufwindes ergeben:

Aufwind:

1. mechanischer: (erzwungener Aufwind, Hangwind) an Hindernissen, Bergen, Meereswellen.
2. thermischer: über relativ warmen Erdstellen.
3. dynamischer: (Reibungsaufwind) beim Übergang von Meer und Land, Feld und Wald, Ebene und Gebirge.

In der Natur wird es selten vorkommen, daß eine dieser drei Möglichkeiten ausschließlich in Wirkung tritt, sondern in den meisten Fällen wird ein vorherrschender Aufwind gleichzeitig durch einen mehr oder minder starken Beitrag der beiden anderen Möglichkeiten oder wenigstens einer von ihnen unterstützt werden. Der mechanische Aufwind oder Hangwind wird in den meisten Fällen gleichzeitig auch einen thermischen und dynamischen Effekt durch ungleichmäßige Erwärmung und Reibungsunterschiede des Geländes aufweisen. Auch vorherrschender dynamischer Aufwind wird vielfach thermisch beeinflußt sein. Auf diese Weise kann sowohl die Ausdehnung der Aufwindzone als auch die Geschwindigkeit der auftretenden Vertikalbewegung erheblich geändert werden und Ergebnisse hervorbringen, die der Erfahrung anscheinend widersprechen. Die Analyse der erzielten Wirkung wird aber auf Grund der seitherigen Feststellungen über das Ausmaß und die Stärke der mechanischen, thermischen und dynamischen Aufwindwirkung in manchen Fällen quantitativ, in der Mehrzahl wenigstens qualitativ gelingen. Beispielsweise kann die vertikale Windgeschwindigkeit, die an einem Gebirgshang als mechanischer Aufwind auftritt und sich im allgemeinen aus $w = c \cdot \frac{dh}{ds}$ berechnet, wenn c die horizontale Windgeschwindigkeit und $\frac{dh}{ds}$ die Neigung des Geländes bedeutet, infolge besonderer Bodenformation nicht unerheblich vergrößert werden. Die Aufwindströmung wird gelegentlich in einen sich nach rückwärts verengenden Geländeeinschnitt des Gebirges hineingepreßt. Im Wasserkuppengelände ist dies beispielsweise bei Westwind in dem sogenannten Eubekrater, zwischen Pferdskopf und Eube, oder bei Südwind im Tal von Obernhausen der Fall. Die Stromlinien verlaufen unter diesen Umständen nicht mehr parallel, sondern konvergieren beim Eintritt in den Geländeeinschnitt. Konvergenz der Strömung muß aber mit Vertikalbewegung verbunden sein. Diese ausschließlich aus der Konvergenz der Stromlinien hervorgehende aufsteigende Luftbewegung kann in ähnlicher Weise berechnet werden, wie die Vertikalbewegung bei Reibungsunterschieden[1]). Bei Konvergenz der Stromlinien bleibt die Horizontalgeschwindigkeit c konstant, doch tritt eine Änderung der Stromröhrenbreite $= \frac{db}{ds}$ auf (Abb. 1). Die Formel zur Berechnung der hieraus resultierenden Vertikalgeschwindigkeit lautet in enger Anlehnung an die ursprüngliche Reibungsformel

$$w_h = -\frac{(p_0 - p_h) \cdot R \cdot T_h}{p_h} \cdot \frac{c}{b} \cdot \frac{db}{ds},$$

oder der

$$\frac{p_h}{R\,T_h} = \varrho_h,\ p_0 - p_h = -\varrho_m\, dh \text{ und } \varrho_h = \sim \varrho_m$$

ist:

$$w_h = \frac{c \cdot dh}{b} \cdot \frac{db}{ds}.$$

Nehmen wir als praktisches Beispiel den schon erwähnten Eubekrater. dh, der Höhenunterschied zwischen Talsohle und Plateau,

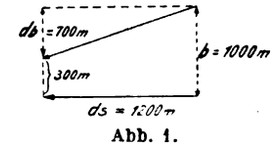


Abb. 1.

ist etwa 250 m. Die Breite b des Eubekraters am Eingang ist 1000 m, am Kraterschluß 300 m, die Konvergenz ist also

$$\frac{db}{ds} = \frac{700}{1200} = \frac{7}{12}.$$

Mithin wird allein aus der Konvergenz der Stromlinien über dem Eubekrater bei einer horizontalen Windgeschwindigkeit $c = 10$ m/s ein Aufwind

$$w_h = \frac{10 \cdot 250 \cdot 7}{1000 \cdot 12} = 1{,}5 \text{ m/s}$$

[1]) ZFM 1922, Heft 1 und 5; 1923, Heft 1, 2 und 13, 14.

[1]) Vgl. ZFM 1923, Heft 13 und 14, S. 115.

Digitized by Google

entstehen. Noch ein weiteres Moment kommt bei den vorliegenden Geländeverhältnissen in Frage. Die aus der freien, ungestörten Atmosphäre in den Geländeeinschnitt eindringende Luftmasse erleidet an den beiderseitigen Berghängen eine erhebliche Reibung. Die Horizontalgeschwindigkeit c wird infolgedessen um einen gewissen Betrag $\frac{dc}{ds}$ abnehmen und hierdurch noch einen weiteren Beitrag zur Vertikalgeschwindigkeit in Form von dynamischem oder Reibungsaufwind liefern, der sich aus $w_h = dh \cdot \frac{dc}{ds}$ errechnet. Die gesamte Vertikalbewegung über dem Eubekrater oder jedem ähnlich gestalteten Gebirgseinschnitt setzt sich also aus drei Komponenten zusammen, dem mechanischen Anteil durch die Neigung des Geländes $= c\frac{dh}{ds}$, dem Anteil aus der Konvergenz der Stromlinien $= \frac{c \cdot dh}{b}\frac{db}{ds}$ und dem dynamischen Anteil infolge der erhöhten Reibung $= dh \cdot \frac{dc}{ds}$. Der Gesamtaufwind wird also in der Höhe h bei $c = 10$ m/s und $\frac{dc}{ds} = 2$ m/s über dem Eubekrater:

$$w_h = c \cdot \frac{dh}{ds}\left(1 + \frac{db}{b} + \frac{dc}{c}\right) = \frac{10 \cdot 250}{1200}\left(1 + \frac{7}{10} + \frac{2}{10}\right) = \sim 4 \text{ m/s}.$$

Der Anteil des eigentlichen Hangwindes ist bei dem Eubebeispiel ungefähr so groß wie der Beitrag der beiden anderen Komponenten zusammen.

In ähnlicher Weise, wie in dem vorliegenden Beispiel die vertikale Geschwindigkeit durch den Einfluß verschiedener örtlicher Momente nicht unerheblich verstärkt wird, kann auch die Einflußhöhe von Gebirgen, also die Höhe, bis zu der die Ablenkung der Luftströmung über dem Gebirge erfolgt, besondere Abweichungen aufweisen. Wir hatten gesehen[1]), daß die Einflußhöhe im Mittel = 0,3 der Gebirgshöhe gesetzt werden kann. Unter Berücksichtigung der thermischen Verhältnisse der Atmosphäre ließ sich die jeweilige Einflußhöhe H_e aus der Gebirgshöhe H_b und der Differenz des augenblicklichen und mittleren Temperaturgradienten $\gamma - \gamma_m$ angenähert aus der empirischen Formel

$$H_e = 0{,}28\, H_b + 650\,(\gamma - \gamma_m)$$

berechnen[1]). Nach Windmessungen, die während des diesjährigen Rhönsegelflug-Wettbewerbes auf der Wasserkuppe angestellt wurden, ergaben sich Einflußhöhen dieses Berges von 350—500 m Höhe. Die Einflußhöhe zeigt aber nicht nur eine thermische Abhängigkeit, sondern unterliegt auch unter besonderen Verhältnissen dynamischen Veränderungen. In erster Linie kann wieder die Reibung von besonderer Bedeutung für die Einflußhöhe sein. Nimmt man ein Gebirge an, das sich unmittelbar in stärkerem Anstieg aus einer großen, freien Ebene erhebt, so wird beim Übergang aus der Ebene in das Gebirge eine erhebliche Vergrößerung der Reibung

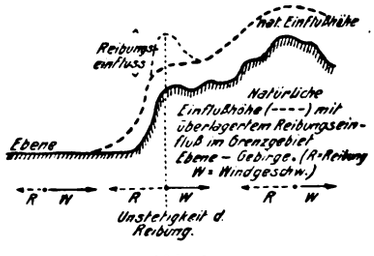


Abb. 2.

auftreten. Der Sprung in der Reibung macht sich aber nur unmittelbar an der Grenze zwischen Ebene und Gebirge geltend. In der Ebene ist die Reibung konstant und klein, über dem Gebirge selbst wird die Reibung auch ziemlich konstant, aber groß sein. Eine Unstetigkeit der Reibung liegt in der Randzone zwischen Ebene und Gebirge (Abb. 2). An dieser Unstetigkeitsstelle wird eine Windstauung entstehen, indem von der Ebene mehr Luft dem Gebirgsrand zuströmt, als nach dem Gebirge abfließt. Infolgedessen wird dem mechanischen Aufwind des Gebirgshanges der Reibungsaufwind überlagert, der nach Beobachtungen an der Küste ziemliche Höhe erreichen kann. Ebenso wird der natürlichen Einflußhöhe des Vorgebirges die Einflußhöhe der Reibung überlagert. Im eigentlichen Gebirge bleiben diese Verhältnisse infolge der ziemlich konstanten Reibung unwirksam, es wird hier nur die natürliche Einflußhöhe des Gebirges vorherrschen (Abb. 2). Aus diesen Anschauungen erklären sich die Segelflugergebnisse der Wiener Segelflugwoche. Das Gelände des Waschberges bei Stockerau (unweit Wien) ist von dem Verfasser im September ds. Js. erkundet worden. Es zeigte sich hierbei, daß die Erkundung von geeignetem Segelfluggelände nicht ganz mühelos ist und eine weitgehende Überlegung und Berücksichtigung der dargelegten, vielseitigen Faktoren der Aufwindströmung erfordert. Drei andere noch in Frage kommende Segelfluggelände bei Wien mußten als ungeeignet bezeichnet werden. Der Waschberg bei Stockerau hat eine Meereshöhe von rd. 400 m bei einer relativen Erhebung über der Ebene von ca. 200 m. Er steigt in mäßiger Neigung aus der großen freien Donauebene auf. Die dargelegten Reibungseinflüsse kommen bei ihm in vollem Maße zur Wirkung. Es ist hiernach verständlich, daß Martens im Segelfluge die natürliche Einflußhöhe, die etwa 100 m beträgt, wesentlich überhöhen konnte.

[1]) ZFM. 1923, Heft 1 u. 2.

Zusammenhang zwischen Widerstandsverminderung und Gewichtszunahme.

Von A. Baumann.

In den wenigsten Fällen fällt dem Flugzeugbauer eine Widerstandsverminderung als Geschenk in den Schoß. Meistens muß sie vielmehr mit einem Gewichtsaufwand erkauft werden. Als besonders sinnfällige Beispiele sei an die Widerstandsersparnis durch Bau freitragender Flügel erinnert und an die Verringerung des Widerstands durch Vergrößerung des Seitenverhältnisses. In beiden Fällen werden im allgemeinen die Tragflügel schwerer bei gleichem Flächenausmaß, und es läßt sich nicht immer im voraus entscheiden, ob die Verringerung des Widerstandes nicht durch eine so bedeutende Gewichtszunahme erkauft wird, daß im Endergebnis keine Verbesserung erzielt wird, ja im Gegenteil vielleicht eine Verschlechterung eintritt.

Das sind nur zwei besonders hervorstechende Beispiele; es könnte die Reihe beliebig vermehrt werden. Ich erinnere an Vereinfachung des Fahrgestellaufbaues, wobei gleichfalls in der Regel eine Vermeidung großer Widerstände das Ziel ist und womit gleichfalls in der Regel eine Gewichtsvermehrung Hand in Hand geht. Natürlich wird eine Nachrechnung des ausgeführten Flugzeugs darüber sofort Aufschluß geben, ob ein Vorteil erreicht wurde. Es ist aber wünschenswert, schon im voraus und bei der Konstruktion die Aussichten zu kennen und zu wissen, mit welchem Gewichtsaufwand der beabsichtigte Vorteil erkauft werden darf.

Unter der Annahme, daß der Tragflügelwiderstand sich aus dem gleichbleibenden Formwiderstand und dem induzierten Widerstand

$$c_{w_i} = \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}c_a^2 \cdot F\,q$$

zusammensetzt, ist bekanntlich der Widerstand des Flugzeugs

$$W = \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}c_a^2 F \cdot q + c_w F\,q + \Sigma\,(f\,c_w) \cdot q$$

oder mit

$$G = F \cdot q \cdot c_a$$

$$W = \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{G^2}{F}\frac{1}{q} + c_w F \cdot q + \Sigma\,(f\,c_w) \cdot q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Wird nun durch eine konstruktive Verbesserung $\Sigma f c_w \cdot q$ um $\Delta f c_w \cdot q$ verkleinert, gleichzeitig aber G um ΔG vergrößert, so ergibt sich anstatt dieser Gleichung

$$W = \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{(G + \Delta G)^2}{F}\frac{1}{q} + c_w F \cdot q + q\,\Sigma\,(f\,c_w) - q\,\Delta\,(f\,c_w) \quad (2)$$

Soll durch diese Änderung eine Verschlechterung des Gesamtergebnisses nicht eintreten, so muß dieser Ausdruck gleich oder kleiner dem vorigen sein, woraus folgt:

$$\frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{G^2}{F}\frac{1}{q} + c_w F\,q + q\,\Sigma\,(f\,c_w) \geqq \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{(G + \Delta G)^2}{F}\frac{1}{q} + c_w F \cdot q + q\,\Sigma\,(f\,c_w) - q\,\Delta\,(f\,c_w)$$

oder

$$\frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{G^2}{F}\frac{1}{q} \geqq \frac{1}{\pi}\frac{t}{b}\frac{(G + \Delta G)^2}{F}\frac{1}{q} - q\,\Delta\,(f\,c_w).$$

Vernachlässigt man die kleinen Glieder höherer Ordnung, so folgt, die Ersparnis an Widerstand $q\Delta\,(f\,c_w) = \Delta W$ muß sein:

$$\Delta W \geqq \frac{2}{\pi}\frac{t}{b}\frac{G/F}{q}\Delta G,$$

Digitized by Google

worin ΔG die Gewichtsvermehrung darstellt. Mit $\frac{t}{b} = \lambda$; $G/F = p$ ist auch

$$\Delta W \geqq \frac{2}{\pi} \lambda \frac{p}{q} \cdot \Delta G \cdot \geqq \frac{2}{\pi} \lambda c_a \Delta G \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Der Gang der Ableitung zeigt, es ist Voraussetzung, daß die konstruktiven Änderungen auf Verbesserung der zusätzlichen Widerstände abzielen, es zeigt aber auch, daß eine Änderung des Formwiderstands der Tragfläche zu dem gleichen Ergebnis führen würde. Man sieht eine Widerstandsverringerung kann mit Vorteil mit um so größerem Gewichtsaufwand erkauft werden, je größer das Seitenverhältnis, je kleiner die Flächenbelastung und je größer der Staudruck ist.

Man erhält beispielsweise mit $\lambda = \frac{1}{5}\left(\frac{1}{8}\right)$ und $c_a = 0{,}35$

$$\Delta W \geqq \frac{2}{\pi} \frac{1}{5} 0{,}35 \, \Delta G \geqq 0{,}045 \, \Delta G \text{ bzw. } (\geqq 0{,}028 \, \Delta G) \text{ bzw.}$$

$$\Delta G \leqq 22{,}3 \, \Delta W \, (36 \, \Delta W).$$

Tatsächlich wird der Formwiderstand des Tragflügels nicht unveränderlich sein, sondern wie bekannt mit c_a, wenn auch wenig, anwachsen. Man kann dem Rechnung tragen, indem man t/b etwas kleiner, als den Abmessungen entspricht, in die Rechnung einführt.

In gleicher Weise läßt sich errechnen, mit welchem Gewichtsaufwand eine Verbesserung des Seitenverhältnisses bestritten werden kann, wenn noch ein Vorteil für das Gesamtergebnis erreicht werden soll.

Man setzt in Gleichung (1) anstatt $\frac{t}{b}$ den Wert $\left(\frac{t}{b} - \Delta \frac{t}{b}\right)$ und anstatt G wie zuvor $G + \Delta G$ und erhält als Grenze des Zweckmäßigen

$$\frac{1}{\pi} \frac{t}{b} \frac{G^2}{F} \frac{1}{q} + c_\omega F \cdot q + q \, \Sigma (f c_\omega) \geq$$

$$\geq \frac{1}{\pi} \left(\frac{t}{b} - \Delta \frac{t}{b}\right) \frac{(G + \Delta G)^2}{F} \frac{1}{q} + c_\omega F q + q \, \Sigma (f c_\omega)$$

oder

$$\frac{1}{\pi} \frac{t}{b} \frac{G^2}{F} \frac{1}{q} \geq \frac{1}{\pi} \left(\frac{t}{b} - \Delta \frac{t}{b}\right) \frac{(G + \Delta G)^2}{F} \frac{1}{q},$$

woraus unter Vernachlässigung der kleinen Glieder höherer Ordnung

$$2 \frac{\Delta G}{G} \leqq \frac{\Delta \frac{t}{b}}{\frac{t}{b}} \leqq \frac{\Delta \lambda}{\lambda},$$

d. h. in Worten: Verbessert man das Seitenverhältnis um p-Hundertstel, so darf dadurch das gesamte Fluggewicht um höchstens $p/2$ Hundertstel größer werden, wenn nicht das Gesamtergebnis verschlechtert werden soll.

Wenn also z. B. das Seitenverhältnis eines Eindeckers $\lambda = 0{,}15$ ($b : t = 6{,}6 : 1$) ist und sein Gewicht 1000 kg, so darf eine Verbesserung des Seitenverhältnisses auf 0,14 ($b : t = 7{,}1 : 1$), entsprechend 6,6 vH, mit einem Gewichtsaufwand von höchstens 33 kg, d. h. 3,3 vH von 1000 kg erkauft werden. Dabei ist außer Betracht gelassen, daß die Verbesserung des Seitenverhältnisses bei gleichem Flächeninhalt die Möglichkeit der Verwendung eines kleineren Höhenleitwerks bzw. kürzeren Rumpfs nahelegt.

Wissenschaftliche Flugergebnisse.

Von Kurt Wegener.

Vortrag, gehalten vor der WGL am 9. November 1923.

Das Fundament aller wissenschaftlichen Versuche im Flugzeug bildet die genaue Kenntnis des jeweiligen Zustandes der umgebenden Luft und ihrer inneren Bewegungen. Dieses rein aerologische Problem war auch bei den 140 Flügen, die wir in Staaken, an der einzigen staatlichen deutschen Flugstelle, in den vergangenen zwei Jahren ausführten, die Hauptaufgabe. Die hierbei gewonnenen aerologischen Ergebnisse wollen wir nur so weit zuziehen, als dies zum Verständnis der rein fliegerischen oder technischen Resultate notwendig ist, von denen einige wichtig genug erschienen, um hier vorgelegt zu werden. Bei der Unzulänglichkeit unserer Mittel, durch die auch die Zahl der Flüge so stark beschränkt wurde, schien ja eine möglichst umfassende und mannigfaltige Ausnutzung jedes Fluges notwendig, so daß die überwiegende Mehrzahl der Flüge außer zu aerologischen auch zu anderweitigen Versuchen benutzt wurde. Ich habe mir nun hier drei Aufgaben gestellt.

1. werde ich eine Reihe kleinerer allgemeiner Beobachtungen vorlegen, deren Kenntnis nützlich sein kann,

2. seien die Ergebnisse hier diskutiert, zu denen wir durch Beobachtung und Messung im Luftschraubenstrahl, an Fallkörpern und an Luftschrauben gelangten, und die die Bewegung eines Körpers in der Flüssigkeit; als die wir die Luft fliegerisch behandeln, betreffen, und

3. werde ich die beträchtlichen Beschränkungen zeigen, denen die Annahme einer einfachen mechanischen Relativität der Bewegung unterliegt, wenn wir die Bewegung eines Flugzeugs in der wirklichen Atmosphäre mit der Luftbewegung im Windkanal vergleichen. Vor etwa einem Jahre hatte Herr Schütte auf Grund seiner Erfahrungen im Luftschiff solche Beschränkungen behauptet, und im besonderen auf Unterschiede bei Gegen- und Rückenwind hingewiesen.

1. Von den Maschinen, die die Ilüc für wissenschaftliche Zwecke dem Preußischen Aeronautischen Observatorium in Lindenburg freigegeben hatte, habe ich am meisten einen Fok D VII-Doppeldecker und einen Lvg C VI-Doppeldecker geflogen. Als wissenschaftlicher Beobachter flog meistens Herr Karl Schneider mit. Die mehrfach gefundene Gipfelhöhe war 6500 bzw. 5500 m, statt der erwarteten 8000 und 6500, obgleich die Flugzeuge aus Gründen der Ökonomie so sehr als möglich entlastet waren. Bemerkenswert waren auch die Schwankungen der Kulminationshöhen, die etwa $\pm$ 300 m[1]) betrugen, ohne daß am Motor oder Flugzeug ein äußerer Anlaß (Umdrehungszahl, Düsen- oder Luftschraubenwechsel u. dgl. mehr) erkennbar war. Ähnlich, wie ich dies bereits früher (diese Zeitschrift 31. Mai 1922) für die Geschwindigkeit der Flugzeuge festgestellt habe, scheint auch die Gipfelhöhe ihrem Wesen nach unbestimmt, und weit unter dem theoretischen Postulat. Die Überschätzung der Höhenleistung scheint mir übrigens weniger bedenklich — außer in Gebirgsgegenden — als die der Geschwindigkeit. Für diese haben wir eine Analogie im Schiffbau, wo die Probefahrt nur einen Anhalt für die kleinere praktische Geschwindigkeit liefert.

Wie stark die Gipfelhöhe durch Helmholtzsche Wogen an der Grenzfläche zweier Luftschichten beeinflußt werden kann, zeigte besonders ein Flug, bei dem es nicht gelang, die wogende Fläche zu durchstoßen. Obgleich damals die Gipfelhöhe nach dem bisherigen Verlauf des Barogramms noch etwa 500 m höher liegen mußte, wurde das Flugzeug so heftig in langen Stößen geschüttelt, daß stärkste Ruderausschläge notwendig wurden. Schließlich wurde es um seine vertikale Achse um etwa einen halben rechten Winkel gedreht, und fing an, zu trudeln. Ich fing das Flugzeug bald wieder ab, stellte erneut fest, daß die Luft unterhalb der Wogen von innerer Bewegung frei war, und versuchte nun erneut auf verschiedenen Kompaßkurven die Wogen zu durchsteigen. Auf allen Kursen wurde die Maschine von heftigen Vertikal- und Horizontalbewegungen gefaßt, so daß ich, nachdem ich zum zweitenmal zum Trudeln gebracht worden war, den Gleitflug antrat. Ich vermute, daß die Wogen sehr unregelmäßig waren. Vielleicht war gerade eine kräftige Änderung der Bewegung der beiden Schichten gegeneinander im Gang, so daß Überkämmen der Wogen oder grobe Turbulenz sich bemerkbar machte.

Wir hatten den Wunsch, einen Registrierplatz außerhalb des Flugzeugs zu gewinnen, und hatten uns zu dem Zweck einen Drachen aus Lindenberg kommen lassen, den wir nach Art eines Vorspanndrachens verwenden wollten. Inzwischen hatte Herr Boykow die Idee entwickelt, die Anwendbarkeit der Luftbildvermessung dadurch zu verallgemeinern, daß er durch Nachschleppen eines Schleppkörpers eine Basis am Flugzeug selbst schuf, und so eine Triangulation am Boden selbst entbehrlich machte. Da dieser Plan den unsrigen überdeckte, habe ich gern die notwendigen Versuchsflüge ausgeführt. Der Schleppkörper war ein Luftsack von ½ m Durchm. und etwa 1½ m Länge an einem Stahl- (Meß-)band, der durch einen langen Sporn von etwa 1½ m unter der Flosse durchschwenkte. Das Stahlband wurde in das Flugzeug durch eine kleine Winde aufgewickelt. Die ganze Einrichtung war von der Firma Goerz geschaffen worden. Bei den ersten Abrissen des Schleppkörpers zeigte es sich, daß der lange Sporn so eingerichtet werden mußte, daß er bei der Landung neben den Sporn des Flugzeugs zu liegen kam. Da er beim Einholen nur durch den Schleppkörper unter den Rumpf herangeholt wurde, hing er bei jedem Abriß frei draußen.

Auch in der kritischen Lage, wenn der lange Sporn senkrecht nach unten wies, und der Schleppkörper mit langem Hebel das Flugzeug vornüber drehte, blieb diese steuerfähig, und noch bei

[1]) Auf gleiche Luftdichte bezogen.

Digitized by Google

voll ausgelassenem Stahlband von 150 m Länge konnte man sogar kurven. Bei etwas gedrosseltem Motor war die Belästigung des Fluges nicht sehr merklich. Die Torsion des Stahlbandes, und das hieraus folgende Abreißen des Schleppkörpers wurde von Herrn Boykow durch einen kleinen Kunstgriff beseitigt.

Ein Erfinder hatte die Gesellschaft für flüssige Luft dafür interessiert, einen Versuch zu machen, durch Ausschütten größerer Mengen flüssiger Luft (Sauerstoff) aus dem Flugzeug Regen zu erzeugen. Er rechnete hierbei auf die Kondensation der umgebenden Luft infolge Abkühlung. Obgleich wir der entgegengesetzten Meinung waren, daß die abgekühlte Luft absteigen und Wolken auflösen, nicht aber erzeugen werde, führten wir den Versuch aus allgemeinerem Interesse aus. Die Gesellschaft für flüssige Luft hatte die flüssige Luft mit Apparatur zur Verfügung gestellt. Die mächtige Nebelwolke, die beim Ausschütten entstand, verschwand ebenso rasch, wie die Dampfwolke einer Lokomotive, ohne die erhoffte Wirkung. Es zeigte sich, daß eine Gefährdung des Flugzeugs durch Ausfluß flüssiger Luft infolge der sehr schnellen Verdampfung sehr unwahrscheinlich ist.

2. Wenden wir uns nun der zweiten Aufgabe zu. Meteorographen, die wir im Fahrgestell im Bereich des Luftschraubenstrahls in der sonst üblichen Weise aufgehängt hatten, hatten ihre Befestigung zerbrochen und waren verloren gegangen. Diese Unfälle veranlaßten uns, den Luftschraubenstrahl näher zu untersuchen.

Versuche über Blitzlicht-(Nacht-)luftbilder, zu denen eine photographische Firma die Unterlagen lieferte, ermöglichten einen gewissen Abschluß meiner früheren Arbeiten über Fallkörper. Das in einen Fallkörper eingeschlossene Blitzlicht wurde durch Zeitzündung zum Aufleuchten gebracht. Die Versuche sind zunächst mißglückt, offenbar, weil die Blitzlichtmasse sich zersetzt hatte. Sie brannte etwa $^2/_{10}$ s mit rötlichem Licht, während sie aus Rücksicht auf die Geschwindigkeit der Flugzeuge über Grund $^1/_{100}$ s und mit bläulichem Licht hatte brennen sollen.

Vergleichsflüge zwischen einer gewöhnlichen Holz-Luftschraube und einer Metall-Luftschraube der Firma Haw endlich führten auf Profilfragen. Dieser Metallpropeller nämlich besaß nicht den glatten gewöhnlichen Luftabfluß an der Hinterkante, sondern diese war gerundet, wie sonst nur die Vorderkante bewährter Profile. Der Vergleich ergab sehr überraschend, daß die Steigleistung des Flugzeugs mit dieser Luftschraube innerhalb der Meßgenauigkeit die gleiche blieb, wie bei der Holz-Luftschraube. Der Propeller lag beim überzogenen Flug fester in der Luft als ein Holzpropeller. Soviel über den äußeren Anlaß der Versuche.

Der Strahl einer rechtsdrehenden Zugschraube enthält in der Backbordhälfte nutzbare Energie. Hier steigt die Luft auf, wie die Messung ergab, praktisch im rechten Winkel zur Basislinie des Propellerprofils, in unserem Falle unter 11°. Erst wenn das Flugzeug unter 11° gestiegen wäre, wäre aus dem Aufwind ein horizontaler geworden. Es scheint also angebracht, die Backbordseite der Flügel, soweit letztere im Bereich des Schraubenstrahls liegen, so zu deformieren, daß sie im vorderen Teil geneigt sind, wie der Flügel eines Segelflugzeugs, und sie nach achtern weiter zu verlängern. Die Steuerbordseite der Flügel im Bereich des Schraubenstrahls wieder muß krümmungsfrei sein, um freien Abfluß der unter 11° abwärts geschleuderten Luft zu ermöglichen, und nicht 4°, sondern in unserem Falle 11° Anstellwinkel zeigen. Die Verstärkung der Unsymmetrie wird man zweckmäßig an den Flügelenden, mit langem Hebelarm korrigieren. Das Flugzeug mit einer Luftschraube ist ja unsymmetrisch, und alle Versuche, durch Maskierung eine Symmetrie vorzutäuschen, sind verfehlt.

Beim stärksten Steigen betrug die Windgeschwindigkeit im Schraubenstrahl 36 m/s, bei einer Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs von 24 m/s. Der Staudruck aller im Bereich des Luftschraubenstrahls befindlichen Körper ist hierbei 2,8 mal so groß als außerhalb. Die mit 12 m/s nach achtern geschleuderte Luftmasse des Strahls hat in 200 m Entfernung die Bewegungsunterschiede in sich und gegen die Umgebung merklich ausgeglichen.

Luftschraube und Flügel haben beide die gleiche Aufgabe, mit möglichst geringem Widerstand einen möglichst hohen Auftrieb senkrecht zur Bewegung zu verbinden. Ihr Problem ist mit dem des Fallkörpers in dem Punkt identisch, daß beide den geringsten Widerstand oder die größte Geschwindigkeit erstreben. Beim Fallkörper tritt dazu noch das Postulat der unbedingten Längsstabilität. Diese wird beim Auftriebsprofil (Flügel, Luftschraube) in Zukunft vielleicht auch eine Rolle spielen, und wird als Druckpunktsverlagerung zurzeit bereits erörtert, wenn auch nicht als entscheidend angesehen. Zur Zeit werden Unstabilität in der Längsrichtung oder Druckpunktswanderung durch Bremsung (Dämpfungsflossen) meist mehr oder weniger brutal ausgeglichen. — Wir gewinnen aus dem Fallkörper eine Auftriebsform, indem wir seine ideale Mittellinie zu einer Kurve deformieren, an die die Luft überall unter dem gleichen sehr kleinen Winkel angreift, unter Berücksichtigung der ihr bereits erteilten Bewegung.

Unsere Versuche haben nun gezeigt, daß bei Steigerung der Geschwindigkeit der Fallkörper stets schließlich einen Bewegungszustand erreicht, in dem er unstabil wird. Auch durch größte Verlängerung des Leitwerks ließ sich immer nur eine Verzögerung der Unstabilität erreichen. Dagegen wurde z. B. bei einer gänzlich unstabilen Form durch Abschneiden des Kopfes sofortige Stabilität erreicht, unter Beschränkung der Geschwindigkeit. Es scheint, daß bei Abstumpfung oder Ebnung der Spitze eine Wirkung erzeugt wird, als wenn der Fallkörper deformierbar wäre, mit einem Luftkörper verschmolzen, der sich bei wachsender Geschwindigkeit selbsttätig zu immer platterer Tropfenform deformiert. Völlige oder runde Bugform der Profile bedeutet daher stets zugleich Stabilität und Begrenzung der Geschwindigkeit. Bei der Luftschraube, bei der die Stabilität zwangsweise herbeigeführt wird, kann man eine einfache Übertragung der Erfahrungen über Flügelprofile daher nicht als zweckmäßig ansehen. Hier sind die Erfahrungen zu berücksichtigen, die man im Schiffbau über scharfe Bugformen zur Erzielung hoher Geschwindigkeit gemacht hat, und in der Geschoßkonstruktion. Verschärfung der Geschoßspitze bedeutet Vergrößerung der Geschwindigkeit. Bei einer Umlaufsgeschwindigkeit von 100 bis 200 m/s bedarf die Luftschraube einer scharfen Vorderkante. Für die Flugzeuggeschwindigkeit von 30 bis 40 m/s dagegen erscheint diese für die Flügelvorderkante zur Erreichung einer so geringen Geschwindigkeit noch nicht notwendig und aus Stabilitätsgründen unerwünscht. Auch für die Hinterkante tritt offenbar ein grundsätzlicher Unterschied zwischen kleinen und hohen Geschwindigkeiten auf. Im Schiffbau hat sich gezeigt, daß bei geringen Geschwindigkeiten für die Kräfteersparnis schlanke Heckformen mit gutem Wasserzulauf entscheidend sind. Für schnellaufende Rennboote dagegen kam man zu dem gleichen Ergebnis, wie der Geschoßbau: Abschneiden des Hecks, weil die Form sich selbst ergänzt, oder der Druck der umgebenden Flüssigkeit oder Luft nur noch Beschleunigungen der umgebenden Luft oder Flüssigkeit hervorzurufen vermag, die die vom Körper hervorgerufenen nicht merklich verändern. Mit einer solchen abgehackten Profilform haben wir es beim Haw-Propeller offenbar zu tun. So werden wir auf eine Profilform des Propellers geführt, die mit einem Geschoßprofil identisch ist, dessen Mittellinie zu einem Auftriebsprofil deformiert ist. Entscheidend scheint, wie beim modernen Infanteriegeschoß der Beginn der Krümmung zum Heck zu sein.

Schiffbau und Geschoßkonstruktion haben ein bestimmtes Verhältnis von Breite zur Länge, $^1/_8$ bis $^1/_{10}$, einschließlich des ergänzten Hecks, als notwendig gefunden zur Erreichung großer Geschwindigkeit.

Wieweit alle diese Überlegungen auch auf die Flügel angewendet werden müssen, mag der Zukunft überlassen werden. Die Grenzgeschwindigkeiten, bei denen eine Ergänzung der Körperform nicht mehr eintritt, sind noch nicht bekannt. Es läßt sich daher auch nicht sagen, welche Bedeutung ein Abschneiden der Hinterkante der Flügel für die Landung haben würde.

3. Wenden wir uns nun der dritten Aufgabe zu. Die Luft befindet sich höchst selten im Zustande innerer Ruhe. In der Nähe der Erde wird sie durch die Reibung erregt, je nach dem Grade ihrer Horizontalbewegung über diese und je nach der vertikalen Stabilität. Größere Hindernisse rufen stehende Wellen hervor, die bei starkem Bodenwind bis auf 4000 m bemerkbar werden. Vertikale Unstabilität bewirkt Austausch der oben und unten befindlichen Luft, die dabei ihre frühere horizontale Bewegung ebenfalls austauscht. Überall endlich, wo sich Luftschichten über einander hin bewegen, treten Helmholtzsche Wogen auf. Die Luft ist also meist von Bewegungsvorgängen erfüllt, die sich in ihr mit eigener Bewegung verlagern. Ein Flugzeug wird also je nach seiner eigenen Richtung und Geschwindigkeit in der Luft einen ganz verschiedenen Eindruck von der Wirkung der inneren Bewegung der Luft auf das Flugzeug erhalten. Nehmen wir z. B. an, daß es über einer wogenden Fläche fliegt, so kommt es darauf an, in welcher Richtung sich die obere Schicht gegen die untere relativ bewegt. Fliegt das Flugzeug in dieser gleichen Richtung in der oberen Schicht, so rollen ihm die Wogen entgegen, fliegt es unterhalb der Grenzschicht, so rollen sie mit ihm. Umgekehrt auf entgegengesetztem Kurs. In der gleichen Zeiteinheit begegnet es also einer verschiedenen Anzahl von Wogen. Am stärksten und anschaulichsten läßt sich der Unterschied von relativem Gegen- und Rückenwind an einer stehenden Welle, z. B. über einem Berg zeigen. Hat der Bodenwind fast die Geschwindigkeit des Flugzeugs, so wird dieses mit Rückenwind sehr schnell

Digitized by Google

über das Hindernis gehoben, während es, gegen den Wind von Lee anfliegend, lange Zeit in dem absteigenden Strom der Leeseite fliegt und auf der Leeseite zur Erde gedrückt werden kann. Eingehend habe ich diese Vorgänge im Hinblick auf das Segelflugzeug in der kleinen Schrift: Die Grundlagen des Segelfluges, Frankfurt a. M., Keim & Nemnich, dargestellt. Daß diese inneren Bewegungsvorgänge, die alle eigene Horizontalbewegung innerhalb der Luftströmung besitzen, auch für das Motorflugzeug von kräftiger Wirkung sein können, weiß nicht nur jeder Flieger sondern auch jeder Fluggast eines Verkehrsflugzeugs.

Wie auf bewegter See das Verhalten jedes Seefahrzeugs im Seegang von seinem Kurs abhängt, so sind also in der Tat merkliche Unterschiede im Verhalten des Flugzeugs vorhanden, je nach dem Kurse, den es gegenüber den mit eigener Bewegung in der Luft wandernden inneren Bewegungsvorgängen verfolgt. Ebensowenig, wie der Schleppversuch eines Schiffes ein vollständiges Bild von dem Verhalten des Schiffes auf See, vermag der Windkanalversuch ein vollständiges Bild von dem Verhalten des Flugzeugs in der von inneren Bewegungen erfüllten Luft zu liefern. Diese inneren Bewegungen im Windkanal darzustellen, ist fast ausgeschlossen. Schleppversuche und Windkanalversuche sind also nur ein Anhalt, aber sie bleiben der einzige, um vom Modell auf die Wirklichkeit wenigstens angenähert zu schließen.

Daß die inneren Bewegungen der Luft und ihr Einfluß auf das Flugzeug bisher so wenig beachtet wurden, möchte ich der mangelhaft entwickelten Vorstellung des Menschen von der dritten (Raum-)Dimension zuschreiben. Wenn wir auf einem Schiff mit voller Fahrt gegen Strom nach wiederholtem Loten feststellen, daß sich die Tiefe nicht geändert hat, schließen wir, daß der Strom uns um ebensoviel rückwärts, als unsere Fahrt im Wasser vorwärts versetzte. Wir glauben eine Vorstellung der doppelten Relativität Schiff-Wasser und Wasser-Küste zu haben. Tritt aber, wie dies in der Atmosphäre der Fall ist, eine dritte Dimension dazu, bewegen sich zwei unsichtbare Luftschichten übereinander hin, zwischen und in denen sich Bewegungsvorgänge mit eigener Geschwindigkeit abrollen, und bewegt sich dieses ganze System mit wiederum eigener Geschwindigkeit über die sichtbare Erde hin, so ist es für den menschlichen Geist heute nicht möglich, aus der bloßen Wahrnehmung zur Vorstellung zu gelangen. Hierzu ist heute erst Analyse oder Zergliederung notwendig. Der Mensch ist mit seiner kleinen Erhebung über den Erdboden ja im Grunde nur zweidimensional. Er sieht Flächen und Winkel. Ja selbst die Fläche in größerem Maßstabe enthüllt sich ihm erst durch die Bewegung (m/s), also mit Hilfe einer vierten (Zeit-)Dimension. Wie sehr uns die unmittelbare Wahrnehmung des Raumes fehlt, lehrt uns das Kind, das sich an Ecken und Kanten stößt, weil es ihre Anordnung im Raume nicht wahrnimmt, und erst aus harter Erfahrung lernen muß, auf diese aus der Verschiebung zu schließen, wenn es sich bewegt. Den Raum in größerem Maßstabe zu lernen, bildet den Reiz von Turm- und Bergbesteigungen, die uns zwar nicht den Raum selbst geben können, weil sie uns nicht aus unserer Fläche herausheben, aber uns den Raum stärker ahnen lassen. Erst eine künftige fliegende Zeit wird die Vorstellung des Raumes im großen, freilich in Abhängigkeit von der Bewegung, also der vierten Dimension der Zeit, lehren und uns freimachen von manchen gedanklichen Hemmungen unserer zweidimensionalen Gegenwart.

Die Strömungsvorgänge am Spaltflügel.

Von C. Koning, Amsterdam.

In dieser Zeitschrift wurde von Herrn Lachmann eine Untersuchung der Strömungsvorgänge an einem Tragflügelprofil mit vorgelagertem Hilfsflügel veröffentlicht[1]). Zur analytischen Berechnung der Strömung geht er kurz in folgender Weise vor.

Ein Kreis wird mittels der Joukowsky-Transformation auf eine Tragflächenkontur abgebildet. Die Abbildung der Strömung um den Kreis gibt gleichfalls die ungestörte Strömung um den Hauptflügel. Jetzt soll dem Hauptflügel ein Hilfsflügel vorgelagert werden. Statt dieses Hilfsflügels wird ein »Skelett« desselben, bestehend aus einigen diskreten Wirbeln, angenommen. Der Hauptflügel ist Stromlinie der ungestörten Strömung, soll aber auch Stromlinie der zusammengesetzten Strömung sein. Zu diesem Zwecke wird ein »Spiegelungsverfahren« benutzt, das aber nicht einwandfrei ist.

[1]) G. Lachmann, Die Strömungsvorgänge an einem Profil mit vorgelagertem Hilfsflügel. ZFM 26. Mai 1923, S. 71.

Die Lage der Wirbel wird zuerst in der Kreisebene angenommen und diese Punkte am Kreise gespiegelt. Die geometrischen Punkte, in denen die Wirbel gelagert sind, und ihre Spiegelbilder werden jetzt mittels der Joukowsky-Transformation auf die Profilebene abgebildet und in diesen Punkten aufs neue Wirbel angenommen. Die Strömung dieser Wirbel soll die vom Hilfsflügel verursachte Störungsströmung sein.

Die Unzulässigkeit dieses Verfahrens kann man in folgender Weise nachweisen. Man nehme statt des Hilfsflügelskelettes einen einzigen Wirbel, in dem die ganze Zirkulation des Hilfsflügels zusammengezogen ist. Diese Vereinfachung gibt keine prinzipielle Änderung, macht nur das Problem übersichtlicher. Die zwei Wirbel, die jetzt in der Profilebene den Hilfsflügel und sein Spiegelbild darstellen, geben eine Strömung, deren Stromlinien bekanntlich Kreise sind. Die Hauptflügelkontur kann also weder Stromlinie dieser Störungsströmung, noch Stromlinie der aus dieser und der ungestörten Strömung zusammengesetzten Strömung sein. Nimmt man hier statt des einen Wirbelpaares mehrere, so bleibt die Sache ungeändert, denn jeder Wirbel gibt mit seinem Spiegelbilde eine Strömung, deren Stromlinien Kreise sind. In der zusammengesetzten Strömung werden dann diese Linien einen komplizierteren Charakter haben, aber wird doch die Hauptflügelkontur im allgemeinen keine Stromlinie sein. Vielleicht wäre dies möglich, wenn man eine ganz besondere Wirbelverteilung im Hilfs- und Hauptflügel annehmen würde.

Die Strittigkeit des Verfahrens kann auch in anderer Weise veranschaulicht werden. Man rücke den Hilfsflügelwirbel so weit nach außen, daß sein Spiegelbild am Kreis innerhalb des Einheitskreises oder eines anderen als Verzweigungsschnitt angenommenen Kreises liegt. In der Profilebene rückt dann der Wirbel in das zweite Blatt und die Frage, wie jetzt die Geschwindigkeit in der Profilebene, d. h. im ersten Blatte, berechnet werden soll, hat keine befriedigende Lösung.

Der richtige Weg zur Lösung des Problems wäre, die Gesamtströmung in der Kreisebene zu ermitteln durch Überlagerung der ungestörten Kreisströmung und der Strömung der Hilfsflügelwirbel und ihrer Spiegelbilder am Kreise. Diese Strömung ist dann auf der Profilebene abzubilden und gibt dort eine Strömung, welche die Hauptflügelkontur zur Stromlinie hat. Wenn man sich nur eine Geschwindigkeitsberechnung zum Ziele gesteckt hat, wird am einfachsten die Geschwindigkeit für die Gesamtströmung in den betreffenden Punkten der Kreisebene berechnet und dann die Geschwindigkeit in der Profilebene mittels des Differentialquotienten der Abbildungsfunktion bestimmt.

Erwiderung.

Von G. Lachmann, Gottingen.

Die Einwände des Herrn Koning gegen meine Arbeit sind insofern berechtigt, als das Biot-Savartsche Gesetz zur Ableitung der aus den Hilfsflügelwirbeln und ihren Spiegelbildern resultierenden Strömung nach Abbildung der schlichten Ebene in eine mehrblätterige nur noch in unmittelbarer Nachbarschaft der Wirbel Geltung besitzt. Tatsächlich sind aber die Rechnungen in der erwähnten Arbeit derart durchgeführt worden, daß zunächst in der Kreisebene die aus Kreis- und Hilfsflügelströmung resultierende Gesamtströmung ermittelt wurde. Die Beträge der Geschwindigkeitsvektoren in den einzelnen Querschnittspunkten des Spaltes nach der Abbildung, also am Profil, ergaben sich mit Hilfe der Differentialquotienten der Abbildungsfunktion und ihre Richtungen durch Drehung um die mit Δ bezeichneten Winkel. Dieses Verfahren und die damit erzielten numerischen Ergebnisse sind einwandfrei und entsprechen dem Vorschlag von Herrn Koning. Die Notwendigkeit dieser Methode ergab sich seinerzeit bei Durchführung der Rechnung schon deshalb, weil der vierte Wirbel des Hilfsflügelspiegelbildes bei der Abbildung in das zweite Blatt der Riemannschen Fläche fiel.

In Abb. 5 meiner Arbeit, die einer früheren Darstellung entstammt, ist fälschlicherweise statt der Kreiskontur das Profil dargestellt. Dadurch wird leider der irrtümliche Eindruck erweckt, als ob die Ermittlung der resultierenden Strömung erst nach der Abbildung in der Profilsebene erfolgt wäre. Diese Abbildung ist also dahingehend zu berichtigen, daß an Stelle der mit I' bezeichneten Kontur ein Kreis zu setzen ist. Die übrigen Beziehungen werden nicht verändert. Im übrigen bin ich Herrn Koning für seinen klärenden Hinweis zu Dank verpflichtet.

Digitized by Google

Hauptversammlung der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde

am 20. bis 23. Oktober in Berlin. Nach einer Anzahl gemeinverständlich einführender Vorträge von Prof. Guertler, dem Vorsitzenden, und Oberingenieur Czochralski sprachen in der Tagung selbst u. a.:

Dr. F. Sauerwald, »Die Herstellung synthetischer Metallkörper durch Druck oder Sinterung«. Legierungen werden gewöhnlich hergestellt, indem man die Bestandteile flüssig mischt. Durch die Bedingungen beim Erstarren, durch Warmbehandlung und Formgebung lassen sich Gefüge und Eigenschaften beeinflussen. Wenn man die Legierung aber aus pulverförmigen Grundstoffen zusammenpreßt und vielleicht noch warm behandelt, verfügt man über weitere Bedingungen: Preßdruck, Höhe der Warmbehandlungstemperaturen und Erhitzungsgeschwindigkeit. Auch ist die Auswahl der Metalle größer als bei Herstellung im Schmelzfluß.

Nach dem Verfahren sind bereits Stampflegierungen hergestellt. Bei Versuchen des Vortragenden zur Herstellung von Körpern aus nur einem Metall hat sich gezeigt, daß an der Oberfläche metallischer Kristallite erhebliche Adhäsionskräfte wirken. Wechselnder Austausch von Atomen von einem Kristallit zum andern tritt erst bei höherer Temperatur auf. Diese Vorgänge werden nicht durch eine künstlich hervorgerufene flüssige Phase vermittelt. Praktisch wird die Herstellung von Körpern aus Pulvern für Sonderzwecke Vorteile bringen; Vorbedingung ist billige Herstellung des Metallpulvers.

Dr. Liebreich über »Verchromung«. Nach dem elektrolytischen Verfahren des Vortragenden lassen sich Werkstücke und Gebrauchsgegenstände mit einem Chromüberzug versehen, der ihnen die Vorzüge des metallischen Chroms, große Härte, geringe Angreifbarkeit und hohen Schmelzpunkt mitteilt. Die Überzüge gelten als korrosionssicher, wenn der Untergrund keine Fehler aufweist, und lösen sich durch Rosten nicht los, da sie mit dem Gegenstand besonders innig verbunden sind. — Das Bauer-Vogelsche Sudverfahren aus der Kriegszeit hat sich namentlich für Überzüge auf Aluminium ausgezeichnet bewährt.

Über ein bemerkenswertes Überzugverfahren, gleichfalls Aluminium und seine Legierungen, berichtet Prof. Günther-Schulze. Aluminium als Anode in Boraxlösung als Elektrolyt und beliebiger Kathode erhält eine harte, über 0,1 mm dicke Oxydschicht, die das Aluminium gegen mechanischen Verschleiß schützt, weder von Säuren noch von Alkalien gelöst wird und sich vor allem als Untergrund für einen Schutzanstrich eignet.

Prof. Dr.-Ing. e. h. O. Bauer über das »Preisausschreiben für ein Aluminiumlot«, das die Gesellschaft 1921 erlassen hatte. Ein als verläßlich allgemein anerkanntes Lot ist bisher noch nicht auf dem Markt. Zu dem Ausschreiben waren elf Lote eingegangen; nur acht erfüllten die Zulassungsbedingungen.

Die Lote und Lötverfahren wurden im Staatlichen Materialprüfungsamt untersucht auf Fließvermögen und Ausbreitfähigkeit auf Aluminium, den wichtigen elektrolytischen Spannungsunterschied zwischen Lot und Metall, ferner das Verhalten der gelöteten Blechstreifen in kochendem Wasser, in Wasserdampf und in kochender Natriumlösung; schließlich die verschiedensten Zug- und Biegeversuche mit den gelöteten Streifen. Den ersten Preis erhielt ein Flußmittel der A.-G. für Anilin-Fabrikation, Wolfener Farbenfabrik, Wolfen, aus Chlorkalzium, Chlorlithium, Fluornatrium und Chlorzink. Auch der zweite Preis ist nicht einem Lot, sondern einem Flußmittel mit Lot (Chlornatrium und Chlorzink) von Dr. Wilhelm Ackermann, Seehof bei Teltow, erteilt worden. Beim Löten von Aluminium kommt es nicht so auf das Lot selbst an, wie auf das Flußmittel, das die Bildung von Oxydhäuten verhindert.

Bücherbesprechungen.

Die Grundlagen des Segelfluges. Von Prof. Dr. Kurt Wegener. Leipzig, München, Frankfurt a. M. 1923. Verlag von Keim & Nemnich. 8°. 70 Seiten mit 25 Abbildungen.

Der Verfasser scheint als erfahrener Flieger und Meteorologe um so mehr berufen, ein Werk über den Segelflug abzufassen, als er sich auch rein praktisch mit dem motorlosen Fluge befaßt hat. Das vorliegende Werk behandelt das Problem in allgemeinverständlicher Form und stellt so gleichzeitig eine Einführung in Flugfragen überhaupt dar.

Der erste Abschnitt befaßt sich mit den Kräften am Segelflugzeug. Mit manchen Erklärungen mag man dabei vom Standpunkte der modernen Aerodynamik aus nicht einverstanden sein. Der zweite Abschnitt behandelt das Segelflugzeug an sich, und zwar vom rein praktischen Gesichtspunkte aus. Auch hier fühlt man sich versucht, in vielen Punkten zu widersprechen. Der dritte Teil, die Handhabung des Segelflugzeuges, ist unter Berücksichtigung der Erfahrungen des Verfassers m. E. etwas zu kurz weggekommen. Die folgenden Abschnitte beschäftigen sich ausschließlich mit der meteorologischen Seite des Segelfluges. Bei den Leistungen des Verfassers gerade auf diesem Gebiete enthalten sie mancherlei Neues und Wissenswertes in klarer, leicht verständlicher Darstellung.

Trotz manchem, mit dem man, wie gesagt, nicht einverstanden sein kann, ein Werk, das als Einführung in die Probleme des Segelfluges schätzenswert ist. Weyl.

Gliding and Soaring Flight. A Survey of Mans Endeavour to Fly by Natural Methods. Von J. Bernard Weiss. Mit einer Vorrede von C. G. Grey und einem Anhang von W. H. Sayers. 8°. XV und 164 S. Mit 13 Abbildungen im Text oder auf 8 Tafeln. London 1923, Sampson Low, Marston & Co.

Der Gleit- und Segelflug, das »Bestreben des Menschen, mit natürlichen Mitteln zu fliegen«, wird hier nach seiner geschichtlichen Entwicklung, unter angemessener Würdigung der Pionierarbeit Otto Lilienthals und der deutschen Rhön-Segler, in sechs Kapiteln anschaulich dargestellt. Das siebente bringt eine Übersicht über die verschiedenen Begründungen des Segelflugs, zuletzt die »Theorie des Führens« nach Harth.

Der Vater des Verfassers, José Weiss, dessen Arbeiten im fünften Abschnitt gewürdigt werden, hat die Einleitung zu seinen »Bemerkungen über Riesen-Flugzeuge« (zusammen mit Alexander Keith, 1916) als Anhang beigesteuert. Seine Ansicht, daß der Luftwiderstand von der 1,33ten Potenz der Fläche abhängt, und verschiedene Folgerungen lassen sich nicht leicht in das Gebäude der Flugzeugmechanik einfügen.

Zwei führende Männer des englischen Fachzeitschriftenwesens verbreiten sich im Vor- und Nachwort über die Berechtigung einer Geschichte des Segelflugs und die Bedeutung des bisher Erreichten, wie über den technischen Wert des Gleitens und Segelns für den technischen Fortschritt und die Forschung.

Ein Werkchen — für unsere Begriffe vielleicht nicht »gelehrt« genug, aber wohl geeignet, dem Segelflug neue Freunde zu gewinnen und seinen begeisterten Jüngern zu zeigen, auf wessen Schultern sie stehen. E.

Systematische Luftpropellerversuche. Von Dr.-Ing. Schaffran, Vorsteher der Schiffbauabteilung der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin. Teil I: 1922, Teil II: 1923. Berlin, Selbstverlag des Verfassers. Gr. 8°. 23 bzw. 44 S. mit 26 bzw. 77 Abb., darunter zahlreiche ganz- und halbseitige Versuchsschaubilder.

In den beiden Heften — das dritte ist in Vorbereitung — werden »die im Schiffbau schon seit langem gebräuchlichen Versuchs- und Auswirkungsmethoden.. auf die an sich ganz ähnlich liegenden Verhältnisse von Luftfahrzeugen übertragen«. Bevor im zweiten Teil die eigenen Versuche des Verfassers mit kleinen Bronzemodellen im Wasserkanal der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau wiedergegeben und auf Luft umgerechnet werden, sind im einleitenden Heft, »um später den Nachweis für die Zulässigkeit dieses Übertragungsverfahrens erbringen zu können«, zunächst Windkanalversuche von W. Durand und E. P. Lesley nach den Berichten des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt von 1917 und 1918 wiedergegeben. Windkanalanlage und Modelle werden mit Zahlentafeln, Licht- und Schnittbildern beschrieben, die Ergebnisse auf die Konstanten des Verfassers umgerechnet und in zahlreichen Schaulinien dargestellt. Auch die Göttinger dimensionslosen Werte, Fortschrittsgrad, Schubgrad und Leistungsgrad nach Bendemann und Madelung sind eingetragen. Die Einflüsse von Steigungsverhältnis, Blattbreite, Flügelform bei verschiedener Gestaltung ergeben bauliche Richtlinien.

Der Anhang des ersten Teiles bringt Ergebnisse amerikanischer Versuche mit gegenläufigen Schrauben, deren Richtigkeit vom Verfasser allerdings angezweifelt wird.

Im zweiten (Haupt-) Teil sind dann die eigenen umfangreichen Versuche des Verfassers zusammengestellt, bei denen die Schrauben nicht mit Luft angeblasen, sondern durch das Wasser geschleppt werden; dazu Abbildungen und Schnittzeichnungen der zwei-, vier- und dreiflügeligen Schraubenmodelle in kleinem Maßstabe, bei denen Flügeldicke, Blattbreite und Steigung planmäßig abgewandelt sind, und Beschreibung des Dynamometers zum Bestimmen von Schub und Drehmoment. Aus den Messungen folgt die grundsätzliche Übereinstimmung mit den amerikanischen Ver-

Digitized by Google

suchen, die Überlegenheit der zweiflügeligen Schrauben mit schmalen Blättern dem Wirkungsgrad nach, vor allem für die meist geringen Belastungen des Flugzeugantriebs, während der Durchmesser bei größerer Flügelzahl kleiner gehalten werden kann; entsprechendes gilt für gegenläufige Schrauben. Die günstigsten Blattbreitenverhältnisse sind 1:10 bis 1:8. Gegenläufige Schrauben hintereinander arbeiten am besten in $^2/_3$ Durchmesser Axialabstand, in einer Entfernung gleich der Tragflügeltiefe aber etwas ungünstiger; gleichläufige Tandemschrauben sind viel schlechter.

Dieser kurze Auszug aus den Ergebnissen und Folgerungen gibt vielleicht einen Begriff von dem wertvollen Erfahrungstoff, der in den vielen Diagrammen so zusammengetragen ist, daß der Konstrukteur die Konstanten abgreifen und mit einigen Umrechnungsformeln für jeden Fall die zweckmäßigsten Abmessungen und Drehzahlen ermitteln, die günstigste Form auswählen kann.

Everling.

Einführung in die Elemente der höheren Mathematik und Mechanik. Für den Schulgebrauch und zum Selbstunterricht bearbeitet von Dr.-Ing. Dr. Hans Lorenz, Professor der Mechanik an der Technischen Hochschule zu Danzig, Geh. Regierungsrat. Zweite verbesserte Auflage. Berlin und München 1923, Druck und Verlag von R. Oldenbourg. 8°. 76 S. 126 Figuren.

Wie schon der Ruf des Verfassers verbürgt, bietet das Buch einem angehenden Ingenieur eine ganz vorzügliche Grundlage für das Studium der Mathematik und der analytischen Mechanik. In äußerst gedrängter Form behandelt der Verfasser die Grundbegriffe der analytischen Geometrie der Ebene bis zu den Kegelschnitten und der des Raumes bis zu den Flächen zweiter Ordnung. Deren höchst anschauliche synthetische Behandlung, welche jede der Flächen aus ebenen Schnitten aufbaut, dürfte für das Verständnis des Anfängers ganz besonders am Platze sein. Hiernach werden die Grundregeln der Differential- und Integralrechnung und deren Anwendung auf die Geometrie, auf die Ermittlung ausgezeichneter Werte und auf die Reihenentwicklung der Funktionen nicht nur vom Gesichtspunkt der praktischen Anwendung aus dem Leser vor Augen geführt, dieser wird vielmehr durch die Wahl der vielen Beispiele auch zu strengstem mathematischen Denken angeregt. Daß e als irrationale Zahl bezeichnet ist, spreche ich als stehengebliebenen Schreibfehler an, der immerhin in der nächsten Auflage verbessert zu werden verdient. Auch die wichtigsten linearen Differentialgleichungen erster und zweiter Ordnung sind gelöst, wobei freilich der Ausdruck Differentialgleichung peinlich umgangen ist, wohl um dem Techniker nicht mit zu viel neuen Begriffen den Kopf zu verwirren. Das letzte Kapitel schließlich enthält die fruchtbringende Anwendung der beiden vorhergehenden auf die elementare Mechanik. In knapper aber mustergültiger Weise behandelt der Verfasser die Bewegungslehre, das Grundgesetz der Mechanik, das Gleichgewicht der Kräfte am starren Körper, die Bewegung starrer Körper sowie die Grundbegriffe der Energielehre mit vielen Anwendungen. Das Buch kann einem jungen Techniker der Mittelschule oder einem angehenden Abiturienten zur Ergänzung des Schulunterrichts nicht warm genug empfohlen werden.

W. Birnbaum.

Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam. Rapport A 29. Untersuchung über die Beeinflussung der aerodynamischen Eigenschaften eines Fokker F III-Eindeckers durch einen Ausschnitt im Vorderrande des Flügels.

Die niederländische aerodynamische Versuchsanstalt gibt in diesem Bericht eine interessante Versuchsreihe heraus, bei welcher für einen bestimmten Fall die Wirkungen von Ausschnitten im Vorderrand eines Flügels systematisch studiert wurden. Es ergibt sich, daß solche Ausschnitte bedenkliche Verschlechterungen der aerodynamischen Eigenschaften mit sich bringen, die bei der Kleinheit der angebrachten Veränderungen geradezu überraschend wirken. Bei der Betrachtung der gefundenen Polaren ersieht man leicht, daß es sich im wesentlichen um eine Vergrößerung des induzierten Widerstandes handelt, indem nämlich an der verletzten Stelle des Flügels die Strömung schon bei geringen Auftriebswerten abreißt und der Flügel gewissermaßen in zwei Flügel von halbem Seitenverhältnis geteilt wird. Sehr ähnliche Erscheinungen sind auch in Göttingen beobachtet worden. Es darf hinzugefügt werden, daß Ausschnitte in der Hinterkante bedeutend harmloser sind.

Rapport A 51. Untersuchung einer Einrichtung zur Verkürzung des Landungsauslaufs und der Ausschwebelänge von Flugzeugen.

Bei den neuzeitlichen Flugzeugen von guter Gleitzahl ist das lange Ausschweben in sehr vielen Fällen recht unangenehm. Will man hier verbessern, so ist es notwendig, den Widerstand des Flugzeuges vorübergehend zu vermehren. Was nun die besondere Schwierigkeit dieser Aufgabe ausmacht, ist die Tatsache, daß die Vermehrung des Widerstandes fast immer auch eine Schwächung des Auftriebes zur Folge hat. Es hieße aber den Teufel mit Beelzebub austreiben, wenn man zwar schön steil, dafür aber mit um so größerer Geschwindigkeit landen würde. Die untersuchte Einrichtung besteht nun in einigen Klappen, die senkrecht aus dem Profil herausstehend auf der Saugseite nahe der Vorderkante angebracht werden. Der Auftrieb ist zwar örtlich etwas geschwächt, viel stärker ist aber die Vergrößerung des Widerstandes, wobei auch hier der induzierte Widerstand einen wesentlichen Anteil haben dürfte. Es gelingt z. B., den Widerstand des Flügels zu verdoppeln, während der Auftrieb nur um 30 vH zurückgeht. Rechnerisch wird nachgewiesen, daß dadurch der Auslauf um 30 vH verkürzt werden kann, die Ausschwebelänge beträgt noch etwa die Hälfte.

Die beiden Berichte, die in holländischer Sprache geschrieben und mit kurzen deutschen Auszügen versehen sind, verdienen die ernsthafte Beachtung jedes Konstrukteurs oder Aerodynamikers.

Ackeret.

In der Luft unbesiegt. Von G. P. Neumann, Major a. D. Verlag J. F. Lehmann, München 1923. 1 Bildbeilage, 316 Seiten. GM. 5—.

Die Kriegsluftfahrt hat in der Nachkriegsliteratur in keiner Weise die Würdigung gefunden, die ihr bei ihrer Bedeutung für die Gesamtentwicklung zukam. Die latente Krisis unserer Wirtschaft seit Versailles hat, wie die Luftfahrt selbst, so auch den Büchermarkt an der freien Entfaltung gehindert. Die Unsumme wertvoller Erfahrungen konnte deshalb nicht verarbeitet und auch den breiteren Interessentenkreisen nicht zugänglich gemacht werden.

So ist das größte und bedeutungsvollste Werk, der technisch-wissenschaftliche Nachlaß der Flugzeugmeisterei, in großen Teilen an der Verarbeitung oder am Erscheinen verhindert gewesen. Neben diesem bei Carl Schmidt verlegten rein technisch-wissenschaftlichem Werke besitzen wir vor allem das streng militärwissenschaftliche, nur nach großen Gesichtspunkten angelegte Werk des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte v. Hoeppner »Deutschlands Krieg in der Luft«. Alle übrigen Erscheinungen über die Kriegsluftfahrt tragen, wie der größte Teil der übrigen Kriegsliteratur, den Stempel der persönlichen Erinnerung oder gar Rechtfertigung.

Das vorliegende Buch »Zur Luft unbesiegt« ist bewußt auf den Erinnerungswert eingestellt. Das Werkchen ist die Fortsetzung seiner bekannten Vorgänger »Im Felde unbesiegt« und »Zur See unbesiegt«.

Es ist ein anschauliches Bild persönlichen Erlebens wie wir ähnliche Arbeiten seit dem Kriege trotz mancher Mängel als leichte Lektüre häufiger und gerne gelesen haben. 48 Einzeldarstellungen aus allen Gebieten des Kampfes in der Luft, zum Teil aus der Feder der wackersten Kämpfer, lassen die vergangenen Großtaten in unseren heute nur zu leicht ermüdeten Augen neu erstehen. Die inneren Zusammenhänge im Wesen dieses Kampfes zwischen den Zeilen herauszufinden, bleibt, wohl bewußt, dem Leser überlassen. An verschiedenen Stellen sind militärische Betrachtungen als Kriegserfahrung eingestreut. Technik und Wissenschaft finden in den Darlegungen dieses Werkes keinen Raum.

Das Buch ist demjenigen zu empfehlen, der an der ausschließlichen lebendigen Darstellung des Lebens und Kämpfens unserer Kriegsflieger Gefallen findet.

A. Baeumker.

Berichtigung.

Herr Ing. Offermann bittet uns um Veröffentlichung folgender Berichtigung des Herrn Dr.-Ing. v. Langsdorff:

»Bei Durchsicht meines im Verlag J. F. Lehmann, München, Paul-Heyse-Str. 26, erschienenen Buches »Das Segelflugzeug« ist der versehentliche Fortfall einer Fußnote auf Seite 104, Abschnitt II C 5 »Das Segelflugzeug« »Das Landungsgestell« festgestellt worden. Dieselbe war folgendermaßen beabsichtigt: »Vgl. E. Offermann, Elementare Praxis des Segelfluges. Reminiszenz aus dem Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921, Flugsport, Frankfurt a. M. 1921, und Start von Segelflugzeugen, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, München 1921.«

Die Schriftleitung.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Betriebsergebnisse der „Deruluft" auf der Strecke Moskau—Königsberg

im Jahre 1922 (1. Mai bis 1. November),
im Jahre 1923 (1. Mai bis 1. November).

Allgemeines:

1. Flugzeugpark:
Die Gesellschaft verfügt wie zuvor über 10 Fokker F. III-Verkehrsflugzeuge mit 360-PS-Rolls-Royce-Motor.

2. Strecke:
Die Strecke ist 1200 km lang und führt über Kowno und Smolensk.
1922 wurden in beiden Städten Zwischenlandungen gemacht; die größte Etappe, die ohne Zwischenlandung geflogen wurde, war 580 km lang.
1923 wurde in Kowno nicht gelandet, wodurch eine 820 km lange Etappe Smolensk—Königsberg entstand.
Die ganze 1200 km lange Entfernung wird von demselben Flugzeug mit derselben Besatzung durchflogen.

3. Flugplan:
Der Reisende, welcher Moskau im Flugzeug am Morgen verläßt, erreicht Berlin am nächsten Morgen, nach einer Gesamtfahrt von 22½ h (1800 km), nachdem er am Abend desselben Tages in Königsberg angelangt ist und die Nacht im Schnellzug Königsberg—Berlin verbracht hat.
1922 wurde zweimal wöchentlich in jeder Richtung geflogen, 1923 ab 1. Juni dreimal wöchentlich.

Leistungen[1]):

1. Geflogene Kilometer: 192680 km (1922 — 152980).
2. Zahl der ausgeführten Beförderungen: 155 (1922 — 113).
3. Beförderte Gesamtlast: 50550 kg (1922 — 42225 kg),
davon: Personen: 352 (1922 — 286),
Post: 1684 kg (1922 — 1047 kg),
Güter: 22468 kg (1922 — 18298 kg).
4. Nutzlast:
Da die mitzuführende Brennstoffmenge in diesem Jahre wegen der 820 km langen Etappe vergrößert werden mußte, ist dies teilweise auf Kosten der Nutzlast geschehen: Im vorigen Jahre wurden 400 kg Nutzlast als Maximalbeladung gerechnet, in diesem Jahre 350 kg. Die zugelassene Nutzlast ist in diesem Jahre um 93,2 vH ausgenutzt (1922 nur 91 vH), während die Gesamtbelastung des Flugzeuges sogar gegenüber dem Vorjahre um 55 kg gesteigert ist. Da bei einem Verkehrsunternehmen eine volle Ausnutzung des Laderaums überhaupt unmöglich ist, kann das Erreichte als das Maximum des Möglichen angesehen werden.
5. Regelmäßigkeit:
99 vH (1922 — 96,5 vH) der vorgesehenen Flüge sind ausgeführt.
6. Störungen:
Von den im Punkt 5 erwähnten 99 vH der Flüge sind 8 vH (1922 — 12 vH) durch Störungen unwesentlich verzögert worden. Diese Verzögerungen wurden verursacht durch Motorstörungen, Nebel, Gegenwind, plötzliche Erkrankung eines Reisenden usw. Eine Flugzeugbeschädigung fand nur einmal statt (1922 — neunmal).
7. Unfälle:
In beiden Jahren hat die Gesellschaft keine Unfälle zu verzeichnen.
8. Motorstörungen:
In diesem Jahre sind nur zwei Motorstörungen vorgekommen: ein Ölrohrbruch und ein Kühlwasserrohrbruch, beide wahrscheinlich durch Vibration verursacht, also eine Motorstörung auf beinahe 100000 km, wobei besonders zu beachten ist, daß die Motoren unter ganz ungewöhnlichen Verhältnissen gearbeitet haben (820 km Flug ohne Landung und dann nach einer nur kurzen Landung noch 380 km). Unter solchen Verhältnissen sind Flugzeugmotoren noch nie verwendet worden. Es war dabei nur eine größere Abnutzung der Einzelteile des Motors zu verzeichnen.
9. Gesamtflugleistung:
Seit Eröffnung der Strecke bis heute sind 383000 km zurückgelegt worden; dabei ist durch die bessere Ausnutzung der günstigen Luftströmungen die Durchschnittsfluggeschwindigkeit in diesem Jahre gegenüber dem vorigen um 2,5 vH gestiegen, und zwar von 137 km/h auf 141 km/h.
10. Höchstleistungen 1923:
I. Ein Flug von Königsberg bis Moskau (1200 km) in 5 h 25 min ohne Zwischenlandung mit vier Reisenden, Post und Gepäck (im ganzen 405 kg Nutzlast). Durchschnittsgeschwindigkeit 221 km/h.
II. Zwischen dem 3. Juli und dem 25. August sind 54000 km (45 Streckenflüge) ohne eine Störung oder Verzögerung nach dem Flugplan ausgeführt worden (1200 km lange Strecke, eine der zwei Etappen 820 km lang, bei einer Ausnutzung des Laderaums zu 93,2 vH und einer Durchschnittsgeschwindigkeit von 141 km/h, wobei jeder Flug von demselben Flieger und Flugzeug ausgeführt wurde).

[1]) Unberücksichtigt in der Aufstellung sind die Winterflüge auf der Strecke Moskau-Königsberg und auch alle Sonderflüge, die auf anderen Strecken in Rußland geflogen wurden.

Ergebnisse der Flugsaison 1. Mai bis 1. November 1923 auf der Strecke Moskau—Königsberg.

Monat	Zahl der ausgeführten Beförderungen	vH der ausgeführten Beförderungen	Beförderte Personen	Post kg	Güter kg	Gesamt kg
Mai . . .	21	100	50	164	3021	6934
Juni . .	24	100	53	229	3691	7895
Juli . . .	28	100	62	374	3966	8990
August .	28	100	60	323	3816	8638
Sept. . .	32	100	82	339	4370	10859
Oktober .	22	96	45	255	3604	7234
Summa:	155		352	1684	22468	50550

Sonderbericht.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Unser Vorstandsratsmitglied, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Bendemann, ist im Dezember v. Js. verschieden. Einen Nachruf bringen wir in der Februarnummer dieser Zeitschrift.

2. Der nächste **Flugtechnische Sprechabend** der WGL findet am **8. Februar 1924, abends 7 Uhr,** im Flugverbandhaus, Berlin W 35, Blumeshof 17 II, statt. Herr Ober-Ing. Nairz von »Telefunken« spricht über »Neuestes auf dem Gebiete der Radio-Technik« mit Lichtbildern und Vorführungen.

3. Die **Beiträge für 1924** sind wie folgt festgesetzt:
Ordentliche Mitglieder . . . . 2 Goldmark monatlich.
Außerordentliche » . . . . 6 Goldmark »
Wir bitten um umgehende Einzahlung des Beitrages, möglichst für das 1. Vierteljahr im voraus.

4. Wer noch ein Jahrbuch 1923 beziehen will, wird gebeten umgehend seine Bestellkarte an unsere Geschäftsstelle einzusenden da die Jahrbücher dieses Mal nur auf Bestellung verschickt werden.

Der Geschäftsführer: Krupp

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

MAR 27 1924

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt in Berlin-Adlershof sowie d. Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller G.m.b.H. in Berlin u. d. Modell-Versuchsanstalt f. Aerodynamik in Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

3. u. 4. Heft | **München, 26. Februar 1924** | **15. Jahrgang**

„Sonderheft: Luftfahrt und Technik"

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

INHALT:

Luftfahrt und Technik. Von E. Everling. S. 17. — **Richtlinien des Leichtmaschinenbaus.** Von A. Baumann. S. 17. — **Das Wesen des Leichtbaues.** Von Georg König. S. 20. — **Der Leichtbau und seine Fortentwicklung.** Von H. Seehase. S. 20. — **Das Auto im Luftstrom.** Von E. Rumpler. S. 22. — **Luftwiderstand und Schnellkraftwagen.** Von Aurel Persu. S. 25. — **Windsaugwirkungen an Gebäuden.** Von Richard Sonntag. S. 27. — **Das aerodynamische Meßprinzip des Ranarex-Gasdichtemessers.** Von G. König. S. 28. — **Planmäßige Werkstattausbildung.** Von R. Harm. S. 29. — **Bücherbesprechung.** S. 30. — **Luftfahrt-Rundschau. Technische Nachrichten.** S. 31. — **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.** S. 32.

Erstklassiger

Flugzeug-Konstrukteur

mit Konstruktions- und Betriebserfahrung, zum möglichst sofortigen Eintritt gesucht. Offerten mit Zeugnissen, Gehaltsansprüchen und Lebenslauf an (15)

Focke-Wulf Flugzeugbau A.-G., Bremen, Löningstr 21-22.

Gummikabel

für Abfederung und für Hartseile jeder Stärke, jeder Dehnung

Nur Qualitätsware / Glänzende Gutachten

fertigen seit langen Jahren (18)

Dr. W. Kampschulte Akt.-Ges., Solingen

Telegramme: Dynamo / Telephon 282

Boxballkabel / Sportgeräte / Puppenkabel

Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. C. Wieselsberger und Dr.-Ing. A. Betz

herausgegeben von

Prof Dr. **L. Prandtl.**

Wieder lieferbar:

1. Lieferung: 2. Aufl. 144 Seiten, 91 Abb. und 2 Tafeln. Lex. 8°. Brosch. M. 7.—.

Enthält zahlreiche Versuchsergebnisse, außerdem eine Beschreibung der Anstalt und ihrer Einrichtungen und eine Einführung in die Lehre vom Luftwiderstand.

Soeben erschien:

2. Lieferung: 84 S., 101 Abbildungen. Lex. 8°. Brosch. M. 6.—.

Enthält wieder zahlreiche Versuchsergebnisse, eine Beschreibung von Meßeinrichtungen und eine Abhandlung über induzierten Widerstand von Mehrdeckern.

R. OLDENBOURG, MÜNCHEN u. BERLIN

ROHRBACH
METALL-FLUGZEUGBAU G.m.b.H.
BERLIN SW. 68, Friedrichstraße 203

SCHUTZMARKE

ROHRBACH
METAL AEROPLAN Co. A/S.
KOPENHAGEN.
(21)

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D · R · P 222960

D · R · P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G · M · B · H
FRANKFURT A · M

UDET-FLUGZEUGBAU
G. M. B. H.
MÜNCHEN

★

Schul-, Sport- und Verkehrs-Flugzeuge

(17)

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

3. u. 4. Heft 26. Februar 1924 15. Jahrgang

»Luftfahrt und Technik.«

Von E. Everling.

Luftfahrt ist heute besetztes Gebiet. Ihren Söhnen sind die Hände gebunden, oder sie mußten auswandern, in der Fremde, auf dem Boden andrer Industrien, zu wirken. Da dürfen sie ihre Muttersprache, den Leichtbau, und ihre heimatliche Kunst, die Strömungslehre, nicht vergessen. Da sollen sie der ganzen übrigen Technik zeigen, daß die Luftfahrt, obschon selber arm, noch geben kann aus dem Schatz ihrer Erfahrungen und Erkenntnisse, von den Früchten einer blühenden, raschen, jäh gehemmten Entwicklung. Dann wird manch Außenstehender, der das Luftfahrzeug heute als salonfähiges Perpetuum mobile beiseite schiebt — sogar bei führend Schaffenden findet man diese Ansicht noch! — mit Staunen sehen, daß diese Saat auch auf seinem entlegenen Boden gedeiht.

Hier die Brücke zu schlagen von der Luftfahrt zu den Nachbargebieten und zur gesamten Technik, ist Aufgabe der Forscher und Lehrer, der Führer und Gestalter, ist die Pflicht derer, die sich umstellen mußten, soll das Ziel aller Freunde der Luftfahrt sein. Gelingt es der Luftfahrt mehr als bisher, sich vielen Zweigen der Technik nützlich zu erweisen, so wird sie von diesen mehr und mehr anerkannt und gestützt werden, beiden zunutze.

Diesem Zwecke ist auch unser Sonderheft »Luftfahrt und Technik« gewidmet. Es soll einen weiteren Kreis aufklären über den Nutzen des Leichtbaues für den technischen Fortschritt auf den verschiedensten Gebieten, über die Formen und Stoffe, in denen er sich praktisch-konstruktiv verwirklichen läßt, schließlich über seine Steigerung und Befruchtung durch den »Leichtestbau«, der für gewisse luftfahrtechnische Sonderzwecke nötig ist. Es soll zeigen, wie die Strömungslehre, eine Frucht der Kriegsluftfahrt, beim Bau von Kraftwagen dem erfahrenen Flugzeugkonstrukteur wie dem aufmerksamen Ingenieur aus dem Nachbargebiet Nutzen bringt, indem sie ihm Wege weist, auf denen er glatten Abfluß der Stromlinien und damit verminderte Staubplage, vor allem aber geringeren Luftwiderstand und damit erhöhte Wirtschaftlichkeit gerade beim Schnellwagen erzielt, wobei die Anpassung des gesamten Wagenaufbaus an die Forderung »vorn stumpf, hinten spitz« zu unerwarteten Vorteilen führt; wie die Strömungslehre auch den Bau von Meßgeräten für scheinbar gänzlich abseitsliegende Zwecke gefördert hat, wie sie endlich berufen ist, im Bauwesen und seinen altehrwürdigen Winddruck-Sicherheitsvorschriften aufklärend und bessernd zu wirken. Es soll lehren, wie der Unterricht der Verknüpfung von Luftfahrt und Technik dienen kann, auch ein Weg zu dem Ziel, daß alle Fortschritte wirtschaftlicher Fertigung in der Industrie wiederum der Reihen- und Massenherstellung von Luftfahrzeugen zugute kommen. — Eine bescheidene Auswahl nur aus den mannigfachen Wegen, auf denen sich Luftfahrt und Technik bereits begegnen und späterhin treffen müssen. Auch die »Luftfahrt-Rundschau« (»Luru«), die heute zum erstenmal in neuer Gestalt als selbständiges Unternehmen, aber in engem Zusammenarbeiten mit gleichgerichteten Bestrebungen und gestützt auf persönliche Erfahrungen in technischer Literaturberichterstattung erscheint, berücksichtigt weitgehend diese Bestrebungen; und in den Buchbesprechungen dieses und der nächsten Hefte wird man gleichfalls einige Werke finden, die bewußt oder unabsichtlich Luftfahrterfahrungen auf die übrige Technik übertragen oder allgemeine technische Ergebnisse dem Flugzeugbauer zugänglich machen.

So für die ganze Industrie nützlich und von ihr gestützt, kann die Luftfahrt durchhalten. Und sie muß durchhalten, denn

Luftfahrt ist not!

Richtlinien des Leichtmaschinenbaus.

Von A. Baumann.

Der Leichtmaschinenbau ist ein Kind der Neuzeit. Seine ersten Anfänge stellt der Fahrradbau dar, über den Kraftwagenbau gelangte man im Laufe der Zeit zum Luftschiffbau und Flugzeugbau. Er erscheint heute beschränkt auf die Herstellung von Fahrzeugen und Verkehrsmitteln, das liegt in der Natur der Sache, denn immer wird die aufzuwendende Leistung für die Bewegung eines Verkehrsmittels im Verhältnis stehen zu dem fortbewegten Gewicht. Das Streben aber wird dahin gehen, daß ein möglichst großer Anteil dieses Gewichts Nutzgewicht ist oder mit anderen Worten, daß der Anteil des Fahrzeugs selbst an dem Gesamtgewicht möglichst klein, das Fahrzeug also möglichst leicht ist. Am meisten gebieterisch machte sich dieser Gesichtspunkt beim Fahrrad geltend, wo die zu befördernde Person gleichzeitig den in seiner Kraftleistung festgelegten Motor darstellt und demnach eine Verbesserung der Leistung lediglich durch Herabsetzung des Fahrzeuggewichts möglich war.

Man kann feststellen, daß auf allen Gebieten des Leichtmaschinenbaus, abgesehen vom Fahrradbau, die Nutzlast nur einen kleinen Bruchteil des Gesamtgewichts darstellt, daß also eine ideale Lösung noch in weitem Feld scheint. Dabei darf freilich nicht verkannt werden, daß für den Gewichtsaufwand schließlich ausschlaggebend ist, welche Anforderungen an Schnelligkeit und Bequemlichkeit der Beförderung gestellt werden, da diese Anforderungen nur mit einem entsprechenden Gewichtsaufwand befriedigt werden können. In Rücksicht auf diese Umstände wird man immer in weitem Abstand von dem Güteverhältnis des Fahrrads oder des Fahrrads mit Hilfsmotor bleiben, sowie es sich um Erreichung großer Geschwindigkeiten und den Bau bequemer Fahrzeuge handelt. Grundsätzlich wird aber trotzdem in allen Fällen eine möglichste Beschränkung des Maschinengewichts, wie es im Sinn des Leichtmaschinenbaus liegt, anzustreben sein.

Es ist klar, daß es mit der Leichtigkeit allein nicht getan ist und daß zu der Forderung geringen Gewichts andere Forderungen treten, die dann erst im Zusammenwirken mit der ersteren die Lösung der Aufgabe schwierig machen.

Die Konstruktionen des Leichtmaschinenbaus sollen leicht sein und dabei den Anforderungen an Festigkeit und Formbeständigkeit genügen, sie sollen betriebssicher und von hinreichender Lebensdauer sein; schließlich ist in allen Fällen, wo der Luftwiderstand (Wasserwiderstand) von Einfluß ist, die äußere Formgebung mehr oder weniger genau vorgeschrieben.

Die Festigkeitsrechnungen erfolgen natürlich nach denselben Prinzipien, wie im allgemeinen Maschinenbau. Um aber einerseits zu den kleinsten zulässigen Abmessungen zu kommen, anderseits trotzdem die nötige Festigkeit unter Berücksichtigung aller Umstände zu erzielen, empfiehlt es sich weit mehr als im allgemeinen Maschinenbau die tatsächlichen Beanspruchungen so genau wie möglich festzustellen und die Rechnungssicherheit von Fall zu Fall zu wählen. Im allgemeinen Maschinenbau begnügt man sich fast ausnahmslos mit statischen Rechnungen und wählt die Bausicherheit so hoch, daß nicht berücksichtigte dynamische Beanspruchungen innerhalb des Bereichs zwischen der gewählten zulässigen Beanspruchung und der Bruchfestigkeit liegen. Das ist ein bequemes, aber doch summarisches Verfahren. Im Leichtmaschinenbau sollte man, wo irgend möglich, anders verfahren. Man sollte die größtmögliche dynamische Beanspruchung ermitteln, die dann verhältnismäßig nahe an die Bruchbeanspruchung oder die Elastizitätsgrenze des verwendeten Baustoffs heranrücken kann, so daß im Vergleich zu den zulässigen Beanspruchungen des allgemeinen Maschinenbaus mit sehr niederer Sicherheit gerechnet werden kann. Die Höhe dieser Sicherheit wird dann von der gleichmäßigen Güte des zu verwendenden Baustoffs abhängen.

Im Flugzeugbau wird vielfach so gerechnet, die gleiche Berechnung würde sich überall im Leichtmaschinenbau empfehlen. Es darf freilich nicht übersehen werden, daß sobald sich einheitliche und übliche Verhältnisse, Anordnungen usw. bei einer Maschinengattung eingebürgert haben, dieser Rechnungsweg praktisch mit dem ersteren allgemein üblichen zusammenfällt, so daß die angedeutete umständlichere Rechnung sich erübrigen könnte. Bei festliegender Ausbildung des Fahrgestells eines Flugzeugs und seiner Abfederung wird der Landungsstoß einer üblichen Landung stets ein bestimmtes Vielfaches des Maschinengewichts und die Flügelbelastung ein feststehendes Vielfaches des Flügelgewichts sein. Infolgedessen genügt auch die Festigkeit am Boden in solchen Fällen mit einer bestimmten feststehenden Sicherheit zu rechnen. Ähnliches gilt für die Beanspruchung beim Abfangen, für die Bean-

Digitized by Google

spruchung des Rumpfes beim Niederkippen usw. Ohne die angedeutete Rechnungsgrundlage steht man aber dann jeder aus dem Rahmen des Üblichen oder des bis dahin Üblichen herausfallenden Konstruktion in bezug auf die Berechnung mit ziemlicher Unsicherheit gegenüber. Es ergeben sich damit aber Sicherheitszahlen, die u. U. für verschiedene Teile des Flugzeugs bzw. der betreffenden Maschine sehr weit auseinanderliegen, ganz im Gegensatz zu dem sonst im allgemeinen Maschinenbau üblichen.

Im Kraftwagenbau werden z. B. in der Regel alle Teile des Getriebes zwischen Motor und Hinterrädern rein statisch unter Zugrundelegung des den Motorabmessungen entsprechenden mittleren Motordrehmoments gerechnet. Die tatsächlich auftretenden Drehmomente beim Anfahren, beim Fahren über Bodenunebenheiten, beim Bremsen mit der Getriebebremse sind um vieles größer. Ihre Größe hängt ab von dem Schwungmoment des Schwungrads und der lebendigen Energie des Wagens und seiner Adhäsion am Boden, von dem größten Kupplungsmoment, von der Nachgiebigkeit der Zwischenteile. Es leuchtet ein, daß bei verschiedenen Wagen diese bestimmenden Größen sehr verschieden sein können, dementsprechend könnten ein und dieselben Teile bei dem einen Wagen vorteilhaft mit anderen Sicherheiten wie bei dem anderen gerechnet werden.

Die Forderung leicht zu bauen und die sich daraus ergebende starke Ausnutzung der Baustoffestigkeit führt notwendig zu verhältnismäßig großen Formänderungen. In vielen Fällen sind sie belanglos, in anderen von so einschneidender Bedeutung, daß durch sie der Aufbau der Maschine und die Anordnung ihrer Teile ausschlaggebend beeinflußt wird. Bei allen Leichtmaschinenbauwerken hat man zu unterscheiden zwischen dem äußeren Bauwerk, das zur Aufnahme der Nutzlast und zu ihrer Fortbewegung im engeren Sinn dient, und den Teilen, die die Krafterzeugung und Fortleitung bewerkstelligen. Dabei bilden die ersteren gleichzeitig die Bauunterlage, das Fundament für die letzteren. Nach dem Gesagten muß dieses Fundament notwendig ein verhältnismäßig nachgiebiges Gebilde von geringer Masse darstellen, das von Haus aus im Sinn des allgemeinen Maschinenbaus seinem Zweck wenig entspricht. Daraus ergibt sich, daß man nicht in dem Maß wie dort das Fundament dazu verwenden kann, die einzelnen Teile der Kraftanlage gesondert auf ihm zu befestigen, derart, daß der Zusammenhang der Einzelteile untereinander lediglich durch sonstigen Zwecken dienende Maschinenteile, wie Wellen, Rohrleitungen usw. hergestellt ist. Tut man das, so sind Klemmungen in den beweglichen Teilen, Brüche in den festen (wie Rohrleitungen) die Folge.

Die geringe Masse des Fundaments begünstigt in ihm und seinen Bauteilen im Zusammenhang mit den hohen Drehzahlen der Kraftanlage das Auftreten von Schwingungen, die den Bestand des ganzen Bauwerks gefährden können.

Erschwerend kommt zu all dem hinzu, daß das ganze Leichtmaschinenbauwerk befähigt sein muß, auf nicht vorbereitetem unebenen Boden zu stehen und sich zu bewegen. Die Unebenheiten des Bodens müssen aber selbst bei der besten Federung letzten Endes infolge der Nachgiebigkeit des Ganzen zu Formänderungen des ganzen Bauwerks führen, sobald es mehr als drei Stützpunkte besitzt oder sofern es sich auch bei drei oder weniger Stützpunkten in schneller Fahrt befindet. Das ist für die Lagerung von Maschinen in dem Bauwerk hinderlich, abgesehen davon, daß infolge dynamischer Einwirkungen unerwünschte Beanspruchungen auftreten müssen.

Unter der Forderung leicht zu bauen darf weiterhin die Betriebssicherheit und Lebensdauer nicht leiden. Man stellt im Leichtmaschinenbau an die Lebensdauer nicht die gleichen Anforderungen wie im allgemeinen Maschinenbau, das liegt zum Teil darin begründet, daß man hier durchwegs mit einer so raschen Entwicklung zu rechnen hat, die zum Teil durch die Mode beeinflußt wird, daß eine große Lebensdauer sich gar nicht auswirken könnte. Das gilt, was die Mode anlangt, ganz besonders vom Kraftwagenbau. Wer möchte heute mit einem so hochgebauten engbrüstigen Kraftwagen durch die Straßen fahren, wie man sie vor 15 Jahren zu sehen gewohnt war?

Die Rücksicht auf Lebensdauer und Betriebssicherheit setzt aber trotzdem dem Streben nach Ersparnis an Baustoff und Gewicht Grenzen und verbietet es an allen Punkten zu jenen Beanspruchungen zu schreiten, die allein vom Gesichtspunkt der Festigkeit aus zulässig wären. Das gilt vor allem von solchen Teilen, die beweglich sind und bei denen Schmierung, Flächenpressung und Abnutzung, Rostung und Verwitterung zu beachten ist, sodann von denjenigen, die starken Erwärmungen mit unvermeidlichen Wärmespannungen ausgesetzt sind. Es gilt das auch von solchen Teilen, die der Rechnung unzugängliche Erschütterungen mit der Gefahr der Lockerung zu ertragen haben.

Hierher gehören auch solche Teile, die zwar ihrer Betriebsaufgabe nach sehr kleine Kräfte zu übertragen haben und demnach ganz unbedeutende Abmessungen haben könnten, die aber in Rücksicht auf die Kräfte, die von einer Menschenhand oder einem Fuß, der ihnen absichtlich oder unabsichtlich zu nahe kommen kann, ausgeübt werden können, widerstandsfähig gestaltet werden müssen.

Schließlich aber ist in vielen Fällen nicht geringes Gewicht und hohe Festigkeit, Betriebssicherheit und Lebensdauer das ausschlaggebende; besonders im Luftfahrzeugbau und, wenn auch in geringerem Maß, auch im Kraftfahrzeugbau kann unter Umständen ein erhöhtes Gewicht gerechtfertigt sein, wenn dadurch die Form des ganzen Bauwerks oder einzelner Teile desselben den Fahrwiderstand wesentlich verringert. Mit der Zunahme der Fahrgeschwindigkeit gewinnt diese Rücksichtnahme ständig an Bedeutung.

Ganz allgemein kann man sagen, daß je geringer die Fahrgeschwindigkeit ist, um so mehr Rücksicht ist auf geringes Gewicht zu nehmen; je mehr sie sich vergrößert, um so mehr tritt die Frage des Gewichts gegenüber der Rücksicht auf den Luft- (oder Wasser-) widerstand zurück.

Sind so in großen Zügen die besonderen Gesichtspunkte, die bei Leichtmaschinenbauten zu beachten sind, herausgestellt, so ist weiterhin, soweit das mit allgemeinen Worten möglich ist, zu erörtern, mit welchen Mitteln man diesen Gesichtspunkten gerecht werden kann.

Geringes Gewicht bei ausreichender Festigkeit zu erreichen ist in allererster Linie eine Frage des zu verwendenden Baustoffs. Die Bedürfnisse des Fahrrad- und des Kraftwagenbaus haben zur Herstellung von Stahlsorten geführt, die hohe Festigkeit besitzen und an vielen Stellen mit Vorteil zur Erreichung von geringem Gewicht verwendet werden können. Sie bilden zusammen mit dem Aluminium in verschiedenen Legierungen die hauptsächlichsten Baustoffe des Kraftwagenbaus und des Leichtmotorenbaus. Der Flugzeugbau und zum Teil auch der Luftschiffbau bediente sich demgegenüber zunächst mit Vorliebe des Holzes. Die Gründe sind sehr verschiedener Art. Zunächst werden Stahlkonstruktionen bei den Kräften, um die es sich häufig handelt, leicht zu feingliedrig. Es kommt hinzu, daß Metall zwar von großer Lebensdauer, aber gleichzeitig in Herstellung und Bearbeitung notwendig teuer wird. Je geringer die Lebensdauer eines Bauwerks infolge unvorhergesehener Ereignisse (Abstürze usw.) ist, um so weniger kann eine mögliche lange Lebensdauer im Zusammenhang mit großen Herstellungskosten sich vorteilhaft auswirken. Dasselbe ist der Fall, je rascher eine Maschinenbauart veraltet. Demgegenüber besitzen Bauwerke aus Holz zwar geringere Lebensdauer, sie werden aber auch billiger. (Das läßt sich zum Teil ausgleichen durch geschickte Konstruktion, Vorrichtungsbau und ähnliche Maßnahmen der Massenfabrikation, obwohl dieselben Maßnahmen, auf den Holzbau angewendet, gleichfalls verbilligend wirken werden.) Es kommt hinzu, daß die Festigkeitseigenschaften von Holz zunächst bestrickend sind. Man wird immer wieder Holzsorten und Holzstücke finden, die im Vergleich zu ihrem Gewicht derart hohe Festigkeit besitzen, daß kein Metall damit auch nur entfernt in Wettbewerb treten kann. Aber die Ungleichmäßigkeit aller Hölzer steht der wirksamen Ausnutzung solcher Holzsorten entgegen. Diese ist durch die unkontrollierbaren Einflüsse des Wachstums bedingt. Man könnte daran denken, hier durch Überwachung und Beeinflussung des Wachstums einzugreifen durch Anbau in entsprechend vorbereiteten und gewarteten Anpflanzungen. Bei dem langsamen Wachstum der festen Hölzer erscheint aber, abgesehen von den hohen Kosten, dieser Weg so zeitraubend und ein schließlicher Erfolg fraglich und in der Ferne liegend, daß auch dieser Weg ungangbar sein dürfte. Andere ungeeignete Eigenschaften des Holzes kommen hinzu und alles wirkt dahin zusammen, daß auch im Flugzeugbau von der Verwendung des Holzes mehr und mehr Abstand genommen und demgegenüber die Verwendung von Metall besonders von Duraluminium bevorzugt wird.

Neben den Festigkeitseigenschaften sind gegebenenfalls auch die elastischen Eigenschaften der Baustoffe von Wichtigkeit. Die Arbeit, die ein Bauwerk infolge elastischer Formänderung (Landungsstoß) in sich aufnehmen kann, ist abhängig von der Elastizität der Baustoffe, seinem materialerfüllten Volumen und dem Quadrat der auftretenden Materialbeanspruchungen. Je nach dem verwendeten Baumaterial kann demnach die Arbeitsaufnahmefähigkeit eine sehr verschiedene sein. Es ergibt sich aber, daß die Arbeitsaufnahmefähigkeit von Holzbauten diejenige von Stahl- und Duraluminiumbauten übertrifft. Dementsprechend wird eine Holzkonstruktion einen harten Landungsstoß eher unbeschädigt überstehen als eine Metallkonstruktion, es sei denn, daß beide dieselbe

Digitized by Google

Abfederung besitzen und nicht bei der Metallkonstruktion der Übelstand durch bessere Abfederung ausgeglichen ist.

Zu dieser Feststellung sind allerdings noch Einschränkungen zu machen. Es ist von Wichtigkeit, daß alle Teile der Konstruktion in beiden Fällen in gleichem Umfang zur Formänderung herangezogen sind infolge der ganzen Art des Auf- und Zusammenbaus. Es kommt auch darauf an, ob bei einzelnen Bauteilen eine teilweise Überschreitung der Elastizitätsgrenze bzw. Streckgrenze zulässig ist, ohne der Brauchbarkeit zu schaden. In diesem Augenblick wird der Metallstab dem Holzstab um ein Vielfaches überlegen. Diese letzten Umstände gleichen die Unterlegenheit der Metallkonstruktion, abgesehen von der an sich möglichen besseren Abfederung teilweise aus.

Welche Wege in der Art des Aufbaus einzuschlagen sind, um geringe Gewichte zu erzielen, liegen auf der Hand. Sie führen zu fortschreitender Auflockerung der Baumassen und Verlegung der beanspruchten Querschnitte nach außen. Man kommt so zu feingliedrigen Gitterkonstruktionen, soweit Biegung, Verdrehung und Knickfestigkeit in Frage kommt, oder wo Auflageflächen nötig sind zu Hohlbolzen, Hohlwellen usw., wobei der Verschwächung der Wandstärken gewisse Grenzen gesetzt sind.

Daß eine solche Auflockerung des Gefüges auch ihr Bedenkliches hat, besonders wenn sie weit getrieben ist, liegt auf der Hand. Mit ihr wächst die Zahl der Verbindungsstellen, die selbst immer kleiner an Umfang und in der Zahl der Befestigungsmittel werden, so daß in letzter Konsequenz das Bauwerk aus feinen Stäbchen mit je einer Nietstelle bestehen würde. Darunter leidet dann sowohl die Sicherheit wie die Überwachbarkeit, die Zugänglichkeit wie die Übersichtlichkeit. Es bleibt deshalb eine offene Frage, bis zu welchem Grad der Auflösung und Auflockerung der Baumasse vorzuschreiten, auf die Dauer zweckmäßig sein dürfte, und ob nicht die Verwendung zweckmäßig erleichterter und ausgesparter Vollwandträger, wo das möglich ist, vorzuziehen ist.

Unter allen Umständen muß auf einen feingliedrigen Aufbau an denjenigen Stellen verzichtet werden, wo die Kraftanlagen oder Teile derselben befestigt werden sollen. Hier handelt es sich darum, nicht nur eine feste Unterlage für konzentrierte Lasten zu schaffen, sondern auch darauf zu achten, daß nicht einzelne Stäbe des Unterbaus unter dem Einfluß der Massenkräfte in unzulässige Erzitterungen geraten. Es handelt sich außerdem darum, eine möglichst große Masse des gesamten Bauwerks zu fassen und als Gegenmasse gegen die bewegten Massen der Kraftanlage zu verwenden.

In Rücksicht auf die unausbleiblichen Formänderungen des Unterbaus und ihren ungünstigen Einfluß auf die Kraftanlage, wie das schon erörtert ist, ist es geboten, alle Teile der Kraftanlage möglichst zusammenzufassen. Im Kraftwagenbau entstanden aus diesem Bestreben heraus die sogenannten Blockkonstruktionen, die Motor mit Zubehör, Kupplung und Getriebe in einem starren Block vereinigen, der vielfach noch die Steuerung in sich schließt. Ähnliches ist für die meist einfachere Kraftanlage der Luftfahrzeuge anzustreben. Es ist zu sagen, daß nicht nur im Luftfahrzeugbau, sondern überhaupt im Motoren- und Kraftwagenbau noch nicht das Äußerste in dieser Hinsicht getan ist, was in Rücksicht auf Gewichtsersparnis und die vorhergenannten Umstände möglich und wünschenswert wäre. Es werden dabei die entgegenstehenden Schwierigkeiten nicht verkannt, die zum Teil ihren Ursprung darin haben, daß die Fabrikate verschiedener Hersteller zu einem einheitlichen Ganzen zu vereinigen wären.

Bei allem Streben nach gedrängter Anordnung darf die Zugänglichkeit und Überwachbarkeit nicht vernachlässigt werden. Das gilt nicht nur von der Kraftanlage sondern um so mehr von allen Teilen des Tragkörpers, je feingliedriger er ist. Das gilt auch von den Flügeln eines Flugzeugs. Oft wird besonders bei freitragenden Tragflächen diese Forderung nicht leicht zu erfüllen sein.

Zusätzliche Nebenbeanspruchungen, die die Festigkeit oder das angestrebte geringe Gewicht ungünstig beeinflussen, werden oft schwer zu ermitteln und schwer zu vermeiden sein. Ihre Ursache kann eine sehr verschiedene sein. In vielen Fällen sind sie darin zu suchen, daß die Gitterwerke, die wir herstellen, gelenkige Knotenpunkte voraussetzen, während sie starr ausgeführt werden. Bei normaler Beanspruchung tritt meist der Einfluß dieses Unterschieds zurück. Bei außergewöhnlichen Beanspruchungen kann er entscheidend sein. (Ich erinnere mich, irgendwo von einem Schlitten für eine Polarexpedition gelesen zu haben, der aus Holzfachwerk aufgebaut war und bei noch so starkem und sorgfältigem Aufbau den Beanspruchungen bei Fahrt über Eisschollen nicht gewachsen war. Er wurde erst brauchbar, nachdem die Verbindung der einzelnen Stäbe nach dem Vorbild der Eskimoschlitten durch Knüpfung mit Lederriemchen hergestellt wurde. Dadurch wurde Gelenkigkeit und Nachgiebigkeit erreicht. Die Aufbauart ist leider auf unsere Fälle nicht übertragbar.) Jedenfalls hat man Mittel, diese Nebenbeanspruchungen klein zu halten.

Nebenbeanspruchungen können auch durch Klemmungen in beweglichen Teilen entstehen, deshalb ist deren Lagerung sorgfältig vorzunehmen unter Berücksichtigung der auftretenden Deformationen, die die Ursache der Klemmungen in den meisten Fällen sein werden.

Bedeutende Nebenbeanspruchungen können durch Erzitterungen entstehen. Ich erinnere mich an einen Doppeldecker, dessen äußerste Streben rechts und links durch den Gang des Motors in starke Erzitterungen gerieten. Die Gefahr, daß einzelne Stäbe oder Stabgruppen in solche Schwingungen kommen, ist um so größer, je feingliedriger der Aufbau einer Maschine und je größer die Zahl dieser Stäbe ist. Es kann sich, wie gesagt, dabei um Teile handeln, die weitab vom Motor liegen und deren Zittern lange unbeachtet bleibt.

Zu den unangenehmsten Nebenbeanspruchungen zählen die Wärmespannungen. Sie werden im allgemeinen nur beim Motor auftreten. Ableitung und Verteilung der Wärme, federnde Nachgiebigkeit der Teile sind die Wege der Abhilfen, die aber stets nur unter einem entsprechenden Gewichtsaufwand beschritten werden können.

Abnutzung durch Reibung, Oxydation, Verwitterung, Lockerung können gleichfalls als Nebenbeanspruchung angesprochen werden, denn sie vermindern die Festigkeit und sind durch einen Baustoffaufwand ausgleichbar und zu berücksichtigen. In diesem Zusammenhang müßte erneut auf den Holzbau im Gegensatz zum Metallbau eingegangen werden, bei dem einen ist der Einfluß der Witterung und Verwitterung verderblich, bei dem anderen der Einfluß von Oxydation und Korrosion zu beachten. Ähnliches gilt für die Frage der Stoffbespannung und Metallbeplattung. Es möge aber dieser Hinweis genügen.

Die Erfüllung der Forderung des geringen Gewichts wird nicht unwesentlich durch die Forderung geringen Luft- oder Wasserwiderstandes erschwert, denn durch letztere ist man an gewisse äußere Formen in der Formgebung gebunden. Das einfachste Mittel ist, die sich aus der Konstruktion ergebenden Formen zu verkleiden, dieses Mittel ist aber zugleich das unvollkommenste, denn zum mindesten bedingt es einen zusätzlichen Gewichtsaufwand. Das Richtigere ist, wo irgend angängig, den tragenden Teilen eine solche Form zu geben, wie sie die Forderung der Luftwiderstandsverminderung oder -erzeugung (Auftrieb) entspricht. Fast allgemein geschieht das heute beim Rumpf, vielfach bei der Tragfläche.

In anderen Fällen kann man im Zweifel sein, welcher Weg einzuschlagen ist. Eine Fahrgestellstrebe wird von Haus aus in Rücksicht auf ihre Festigkeit zweckmäßig einen Ringquerschnitt haben. Die Rücksicht auf den Luftwiderstand führt zu ovalem Hohlquerschnitt oder Tropfenquerschnitt. Bei geringerem Widerstand erhält man dann erhöhtes Gewicht. Man kann aber auch den Ringquerschnitt, wie das vielfach geschieht, mit Holz oder Blech so verkleiden, daß äußerlich Tropfenform entsteht. Wird diese Verkleidung in geeigneter Weise an dem Rohr befestigt, so erhöht sie die Festigkeit nicht unwesentlich, so daß unter Umständen das Mehrgewicht gedeckt ist. Man wird aber solchen Konstruktionen mangelnde Dauerhaftigkeit besonders dann vorwerfen können, wenn sie an Stellen verwendet werden, die unsachgemäßem Zugriff ausgesetzt sind.

Wie im Einzelfall zu entscheiden und zwischen dem Vorteil des geringen Gewichts und dem Nachteil des großen Luftwiderstands oder umgekehrt abzuwägen ist, zeige ich an anderer Stelle.

Die Forderung des geringen Gewichts ist primär, wie sie durch die übrigen Forderungen, die zu stellen sind, beeinflußt und ihre Erfüllung erschwert und teilweise gewandelt wird, ist gezeigt. Inwieweit und wie dabei ein Bestergebnis erzielt wird, läßt sich nicht in Regeln und Formeln fassen, sondern hängt von der Befähigung und dem Genie des Erbauers ab. Gott sei Dank, denn sonst wäre die ausübende Technik langweilig. Dabei werden dann aber auch noch andere Gesichtspunkte mitsprechen, die kaum gestreift sind, das sind die Baukosten. Mögen sie auch im Luftfahrzeugbau noch immer eine verhältnismäßig untergeordnete Rolle spielen, im Kraftwagenbau sind sie schon heute fast beherrschend, im Fahrradbau ausschlaggebend. Sie werden auch im Luftfahrzeugbau in zunehmendem Maß zu beachten sein.

Digitized by Google

Das Wesen des Leichtbaues.

Von Georg König.

Wer sich anschickt, die vielen Zweige der Technik aufmerksam prüfend zu durchwandern, dem wird auffallen, daß vieles wiederkehrt und wiederholt zur Anwendung gelangt. Bei genauem Zusehen gewahrt man nur Ähnlichkeit in großen Zügen, in äußeren Formen, es sind also tatsächlich Unterschiede vorhanden, die eben ihrem Charakter nach als graduell anzusprechen sind; die Ähnlichkeit ist also auch nur graduell, und zwar deshalb nur graduell, weil die einzelnen technischen Ziele eine mehr oder weniger starke Betonung eines bestimmten Gesichtspunktes verlangen.

So verfolgt der Flugzeugbau in bestechender und für alle Zweige der Technik vorbildlichen Zielklarheit nur ein einziges Ziel »Fliegen«, das Hauptziel, aus dem alle anderen Nebenziele komponentenartig abzuleiten sind und zu der ganz bevorzugt betonten Hervorhebung des Gewichts und damit zu der durch den Begriff »Leichtbau« umschriebenen Konstruktionsrichtung geführt haben.

Aus dem Worte »Fliegen« ist sein Merkmal »Bewegung« insofern ohne Umwege ableitbar, als man den Quotienten »Motorleistung dividiert durch Gewicht« als diejenige Geschwindigkeit auffassen kann, mit der der Motor das Körpergewicht senkrecht zu heben imstande ist. Dieser Quotient ist also die dem Flugzeugkörper »innewohnende« Geschwindigkeit, die (bei Flugzeugen ungefähr 4 bis 15 m pro s betragende) »Geschwindigkeitsimmanenz«.

Während das Körperäußere nach den Gesetzen der Strömungslehre zu gestalten ist, verlangt das Körperinnere die Niedrighaltung des Gewichts und damit völlige restlose Ausnutzung der Konstruktionsmittel und der Faserstruktur, was unter folgenden 3 Kennzeichen vor sich geht:

1. Jedes gewichtsparende neue Konstruktionsmittel hat doppelte Wirkung: eine direkte Ersparnis, an der Verwendungsstelle, und eine indirekte, indem durch Freiwerden von Konstruktionsgewicht die gesamten Körperausmaße verkleinert werden.

2. Die völlige Ausnutzung der Konstruktionsmittel ist nur möglich bei richtiger Wahl der Körpergröße und der Ausmaße.

3. Die völlige Materialausnutzung muß sich auf alle, auch auf die kleinsten Teile erstrecken, also Homogenität bis ins kleinste.

Als Maß der Materialausnutzung wird man sich nach Gesichtspunkten der Erhaltung des Flugzeugkörpers richten und allen Fragen, den allgemeinsten wie den speziellsten, Festigkeitsbetrachtungen, also eine überall gleiche Sicherheitsgrenze gegen Bruch zugrunde legen. Aber um auch alle Materialeigenschaften, vor allem die von veredelten Baustoffen (Chromnickel, Duralumin) auszunutzen, muß man fordern, daß der Flugzeugkörper durch den zugelassenen Gebrauch keine Deformationen erleidet, daß also alle Materialbeanspruchungen noch unterhalb der Fließgrenze (Elastizitätsgrenze) bleiben; die Sicherheit gegen Bruch ist also durch die Sicherheit gegen Deformation, gegen Fließen, Strecken zu ersetzen.

Wenn nun Körper neben Festigkeit auch Leichtigkeit zeigen sollen, so entscheidet letzten Endes für die Verwendung einer Konstruktion der Quotient »Gewicht dividiert durch Festigkeit«, und diesen Quotienten kann man in jedem einzelnen Fall zerlegen in zwei Hauptbestandteile: einerseits in eine Kombination von Längen, die ausdrückt, in welchem Maße durch sinn- und zweckentsprechende »Form« es gelungen ist, das Gewicht herabzudrücken (Leichtformbau), und anderseits aus dem Verhältnis »spezifisches Gewicht zu Materialspannung«, das in Verbindung mit der Längeneinheit als Länge eine unbenannte Zahl ist, für jeden Materialwürfel gilt, daher als »Würfelwert« oder Leichtbauzahl bezeichnet werden kann und daher einzig allein den Einfluß des Stoffes (Leichtstoffbau) zum Ausdruck bringt.

Beim Leichtformbau dürfen zur Schaffung der sog. günstigsten Form auch die kleinsten Teile nicht übergangen werden, vielmehr muß die sich von selbst ergebende Dünnwandigkeit möglichst weit getrieben werden durch Verfolgung der Stromläufe der Materialspannungen, durch gegenseitige Stützung der Wände in Knotenpunkten, durch körperliche, nicht flächenhafte Gestaltung der Verbindungsnähte (Schweißen), durch Anpassung des Gelenkigkeitsgrades im Knotenpunkt an die jeweiligen örtlichen Bedürfnisse.

Beim Leichtstoffbau kann man den Wert der einzelnen Baustoffe nur an Hand des Würfelwertes beurteilen, er ist infolgedessen für die einzelnen Spannungsgrenzen für sich aufzustellen, also insbesondere für Streckgrenze, Bruchgrenze, Elastizitätsmodul usw.

Skizzenhaft sind hiermit die Merksteine einer Gedankenrichtung aus dem allgemeinen Kapitel »Flugzeugbau« herausgehoben, die den Namen Leichtbau zu Recht verdient, da das Materialgewicht als stärkstes konstruktives Argument anzusehen ist. Diese Gedankenrichtung wird zweifellos in der gesamten Technik vorbildlich wirken, wenn künftig bei Betonung wirtschaftlicher Gesichtspunkte überall mehr auf den Materialaufwand gesehen werden muß.

Der Leichtbau und seine Fortentwicklung.

Von H. Seehase.

Der »Leichtbau« hat im Flugzeugbau eine besonders ausgeprägte Form erhalten; Flugzeugbau und Leichtbau werden daher häufig als etwas Geichartiges angesehen. Der Leichtbau wurde jedoch nicht erst durch den Flugzeugbau neu geschaffen. Die Entwicklung der ortsfesten Kraftmaschinen zu neuzeitlichen Verkehrsmaschinen war beispielsweise Leichtbau im besten Sinne. Die Grenze, bis zu welcher es wirtschaftlich ist, den Leichtbau zu treiben, ist in der Eigenart und den Betriebsbedingungen der einzelnen Arbeitsgebiete begründet. Bei Flugzeugen ist bekanntlich die Erzielung eines geringen Betriebsgewichtes von größerer Bedeutung als bei den Verkehrsmaschinen älterer Art (Eisenbahn, Dampfer, Auto). Mit Recht werden daher die Leichtkonstruktionen des Flugzeugbaues für sinngemäße Übertragung auf andere Gebiete empfohlen.

Der Flugzeug-Leichtbau in seiner gegenwärtigen Gestaltung darf jedoch nicht als etwas Endgültiges angesehen werden; er muß fortentwickelt werden. Dies kann beispielsweise auf dem Wege weiterer wissenschaftlicher Materialforschung geschehen, wie ich in einem früheren Aufsatz darlegte[1]). Eine andere Entwicklungsrichtung, die in der Schaffung neuer Baustoffe bestehen kann, wird unten ausführlich erläutert. Eine weitere Verfeinerung des Leichtbaues wird sich beim Bau von mann- und lasttragenden Drachen ergeben.

Den Begriff des Leichtbaues dürfen wir also nach diesen Ausführungen nicht zu eng fassen; er ist nicht stabil und an ein bestimmtes Arbeitsgebiet gebunden. Leichtbau ist das gesamte Betätigungsfeld des in Stoffkunde, Planung und Fertigung wissenschaftlich erfahrenen, schaffenden Ingenieurs.

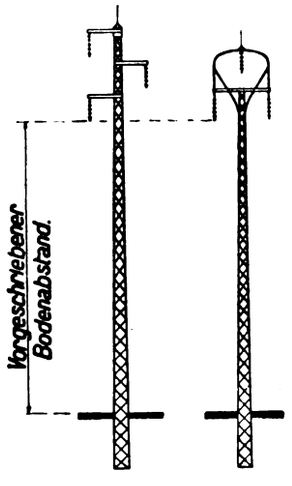


Abb. 1. Abb. 2.

Abb. 3.

Leichtbauaufgaben finden sich auf allen Gebieten neuzeitlicher Technik; zur Kennzeichnung seien hier zwei Beispiele aus der Elektrotechnik angeführt: Hochspannungsfernleitungen mit Hängeisolatoren (100 000 V) führte man häufig gemäß Abb. 1 aus; die Maste wurden infolge unsymmetrischer Aufhängung der Leitungen schwer (doppelte Torsionsbeanspruchung durch die beiden linken Leitungen bei Drahtbruch rechts). Ein Gegenvorschlag nach Abb. 2 ermöglicht: Verkleinerung des Leiterdreiecks, geringere Masthöhe, geringere Torsionsspannung, geringeres Gewicht und besseres Aussehen[2]).

Leichtbau heißt auch organisch fest und betriebssicher. Die in Abb. 3 gezeigte Federzunge für elektrische Lichtdrehschalter erfüllt diese Forderung nicht; Bruch dieser Zunge bei *b* ist alltägliche Erscheinung. Der aus einem ebenen Blech gestanzte Balken von annähernd rechteckigem Querschnitt erfährt beim Schalten seine Höchstbeanspruchung stets bei *b*, was rasch zu Überanstrengung des

[1]) Holz- oder Metallflugzeug. H. Seehase, ZFM Nr. 1 u. 2, 1923.
[2]) ETZ Nr. 17, 1913. Seehase, Ein neuer Hochspannungsmast.

Digitized by Google

Materials führt. Die Bruchgefahr an dieser Stelle wird durch die Kerbe *k* erheblich vergrößert; im gleichen Sinne wirken gerade an dieser Stelle stumpfe Werkzeuge bei der Fertigung. Bei Ausbildung der Zunge als Körper gleicher Festigkeit und Vermeidung der Kerbe läßt sich ein haltbares Stück herstellen, ohne seine Massenanfertigung zu erschweren.

Leichtbau bedeutet auch der moderne Hochdruck-Dampfkessel (100 at), der aus einem Stück Sonderstahl nahtlos geschmiedet wird. Er scheint berufen, den alten Dampfkessel, der fast 100 Jahre aus genieteten Eisenblechen hergestellt wurde, mit seinen vielen, längst erkannten Mängeln zu ersetzen.

Anregende und belehrende Beispiele guten Leichtbaues bieten auch die verschiedenartigen neuen Flugzeugkonstruktionen. Diese Feststellung darf jedoch den Blick nicht dafür trüben, daß im Flugzeugbau jetzt, wo der große Prüfer Krieg fehlt, ebenfalls wie auf den

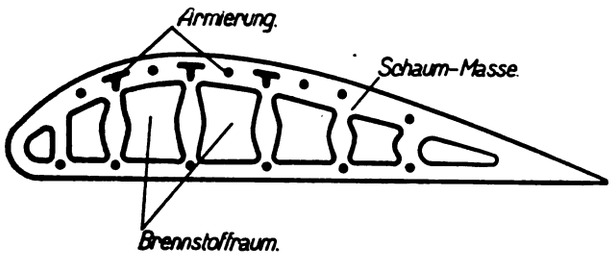


Abb. 4.

älteren Gebieten des Verkehrs-Maschinenbaues eine gewisse Erstarrung eingetreten ist. Die Form der Flugzeuge nähert sich bereits dem bekannten »Normaltyp«. Bei guten betriebsbrauchbaren Flugzeugen neuer Bauart kann man etwa 40 vH des Gesamtfluggewichtes als Nutzlast mitnehmen. Versuche mit Holz-, Duraluminium- und Stahlbau zeigten, daß unter Benutzung der vorhandenen Baustoffe mit rein konstruktiver Gestaltung nur noch verhältnismäßig geringe Erhöhung der Nutzlast möglich ist. Die Schaffung des Leichtbaustoffes Duraluminium scheint mir einen Hinweis zu bieten, wie man den Leichtbau fortentwickeln und neu gestalten kann.

Eine Gewichtsbetrachtung zweier wichtiger Flugzeugteile möge dies erläutern. Ein seefester Schwimmer von 2400 l Inhalt wiegt etwa 120 kg; daraus errechnet sich ein Einheitsgewicht von 0,05 kg/l. Das gleiche Einheitsgewicht ergibt sich beispielsweise auch für die freitragende Fläche des auf Seite 4, ZFM 1923, abgebildeten Stahleindeckers. Diese Einheitsgewichte sind etwa 5 mal kleiner als die von Kork, der ja im praktischen Leben als sehr leichter Körper gilt. Dieses verhältnismäßig leichte Einheitsgewicht von 0,05 kg/l läßt sich mit den bekannten schweren Baustoffen nur erreichen, indem man über eine mehr oder minder feste Innenkonstruktion eine dünne Außenhaut aus Leinwand, Sperrholz oder Blech spannt, wobei der größte Teil des Innenraumes aus Luft besteht. Der Nachteil dieser dünnen Außenhaut mit sehr geringer örtlicher Festigkeit ist bekannt. Würde man eine Masse von obigem Einheitsgewicht (0,05 kg/l) mit ausreichender Festigkeit haben, so könnte man Flächen und

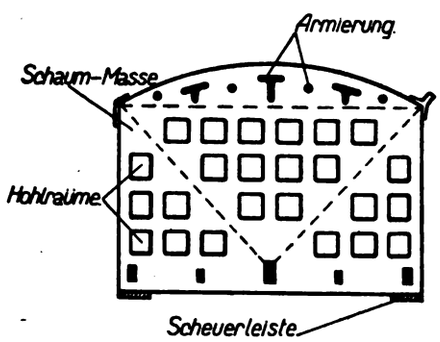


Abb. 5.

Schwimmer aus einem massiven Stück ohne Hohlräume bauen, die gleiches Gewicht wie die jetzt gebräuchlichen haben. Die bisher noch ungelöste Aufgabe eines dauerhaften Seeflugzeug-Schwimmers fände damit ihre Lösung. Nehmen wir einmal an, es gelänge nicht, Stoffe von geringerem Einheitsgewicht als 0,05 kg/l zu finden, so könnte man nach der in Abb. 4 und 5 geschilderten Weise mit diesem Baustoff Schwimmer und Flächen bauen, die etwa 45 vH leichter als die heute bekannten sind und die außerdem den Vorteil besitzen, daß sie wegen ihrer großen Wandstärke praktisch unverletzlich sind.

Auf die Ähnlichkeit dieser Bauweise mit dem mechanischen Aufbau der Pflanzen soll Abb. 6 hinweisen[1]).

Das bisher bekannte, leichteste Holz mit noch ausreichender Festigkeit, das Balsaholz, besitzt ein Einheitsgewicht von 0,095 kg/l,

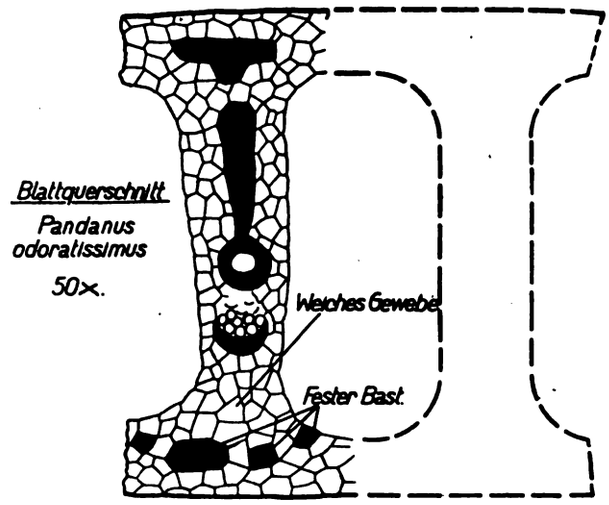


Abb. 6.

ist also für die soeben gekennzeichnete fortschrittliche Bauweise zu schwer. Es besitzt auch den Nachteil, daß es erhebliche Mengen Wasser aufsaugt; Imprägnierung (z. B. nach dem Schütte-Lanz-Verfahren) wird es aber zur Verwendung als Baustoff für Schwimmer mit dem heute üblichen Gewicht wahrscheinlich geeignet machen.

Die für meine Ausführungen vorausgesetzte leichte Masse von 0,05 kg/l läßt sich aber als Kunstmasse bereits seit einer Reihe von Jahren herstellen. Sie besteht aus Kautschukschaum, der von dem deutschen Ingenieur Fritz Pfleumer, Dresden, erfunden und in folgender Weise hergestellt wurde. Eine Weichkautschukmischung wird unter hohem Druck (200—800 at) eines indifferenten Gases vulkanisiert. Das Preßgas wird hierbei vom Kautschuk aufgenommen und treibt ihn, sobald der äußere Gasdruck aufgehoben wird, zu einem voluminösen Schaumgebilde auf, das nunmehr aus einer ungeheuer großen Zahl geschlossener dicht aneinander gelagerter Zellen besteht, in denen das Gas gasdicht eingeschlossen ist. In dieser Weise kann man Kautschuklösung in allen Abstufungen

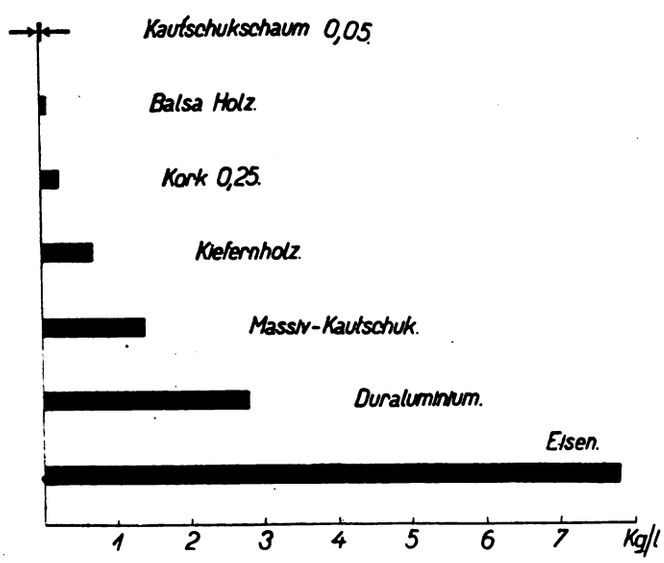


Abb. 7.

bis auf das 18 fache seines ursprünglichen Rauminhaltes (0,05 kg/l) auftreiben. Durch weiteres Vulkanisieren kann man den Weichkautschukschaum in Hartkautschukschaum mit guten Festigkeitseigenschaften verwandeln. Folgende Eigenschaften machen ihn außer seinem leichten Gewicht für den Leichtbau besonders wertvoll: Unempfindlichkeit gegen Seewasser, stark schall- und wärme-

[1]) Vgl. Schwendener: Das mechanische Prinzip im anatomischen Bau der Monocotylen.

Digitized by Google

isolierend, Bearbeitung wie Holz, wasserfeste Verbindung durch Kautschuklösung, Metallteile (Armierung, Drahtgewebe) können einvulkanisiert werden, vollständig feuersicher durch Aufvulkanisieren von Bakelitplatten, hohe Elastizität, Biegungsfestigkeit Kb etwa 23 kg/cm². Auf Abb. 7 sind die Einheitsgewichte von Kautschukschaum und Balsaholz denen bekannter Stoffe gegenübergestellt.

Nach diesem Vorbild des Kautschukschaumes lassen sich zweifellos auch andere Kunstmassen und Metalle mit noch höher gezüchteten Eigenschaften zu einem neuen Leichtbaustoff umwandeln. Solche neuen Baustoffe werden berufen sein, auf dem angedeuteten Wege den Flugzeug-Leichtbau zu neuen Formen und Erfolgen zu führen.

Auch das noch wenig bearbeitete Gebiet des Lastdrachens wird im Laufe der Entwicklung den Leichtbau weiter befruchten. Die Anforderungen an leichtes Gewicht sind hier wesentlich höher, weil für ihn nur etwa 6 m/s Luftgeschwindigkeit gegen 30 m/s beim Flugzeug zur Verfügung steht. Da der Auftrieb dem Quadrat der Luftgeschwindigkeit entspricht, so steht in roher Annäherung für den Drachen gleicher Flächengröße nur etwa $^1/_{25}$ des beim Flugzeug vorhandenen Auftriebes zur Verfügung.

Die Fortentwicklung des Flugzeug-Leichtbaus kann erst dann bis zu einem gewissen Grade als abgeschlossen gelten, wenn die Luftfahrt eine Bedeutung gewonnen hat, die der des Eisenbahnwesens und der Schiffahrt entspricht.

Das Auto im Luftstrom.

Von E. Rumpler.

Hand in Hand mit den Fortschritten im Flugzeugbau ging die theoretische Erforschung der Luftwiderstandsgesetze. Flugzeuge konstruieren hieß, die Geheimnisse des Luftwiderstandes klären. Eines ohne das andere war nicht denkbar.

Die in der ganzen Technik im allgemeinen geltende Erfahrung, daß eine Erfindung auf einem bestimmten Arbeitsgebiete alsbald weite Kreise zieht und befruchtend auf andere, manchesmal weit entfernt liegende Gebiete wirkt, gilt zwischen Flug- und Autotechnik nur in beschränktem Maße.

Man sollte glauben, daß jeder Ingenieur, der auch nur kurze Zeit Flugzeuge gebaut und daher mit den Luftwiderstandsgesetzen eng vertraut war, den Versuch machen würde, diese Gesetze auch auf andere Arbeitsgebiete anzuwenden. Dies ist merkwürdigerweise bis auf wenige Ausnahmen bis heute nicht geschehen. Anregungen sind aber, z. B. beim Automobil, in überreichem Maße vorhanden gewesen. Das Meer von Staub, das im Sommer hinter einem rasch dahinfahrenden Auto entsteht, hätte den Autokonstrukteur zum Nachdenken zwingen müssen. Die Staubteilchen machen in einfachster Weise die sonst unsichtbaren Luftströmungen wahrnehmbar. Und der vom Boden emporgerissene Staub beweist bündig, daß hinter dem Auto luftverdünnter Raum entsteht, in den die angrenzende Luft hineinstürzt, hierbei den Staub vom Boden abhebt und die berüchtigten Staubwolken erzeugt. Die Erkenntnis, daß hinter dem Auto Luftverdünnung herrscht, wäre also leicht zu schöpfen gewesen, und dies mit der Tatsache vereinigt, daß vor dem Auto Luftverdichtung entsteht, hätte den vom Flugzeug zum Auto abgewanderten Konstrukteur veranlassen müssen, die Luftwiderstandsgesetze bzw. die Strömungslehre sinngemäß auf das Auto zu übertragen.

Bereits vor mehr als 10 Jahren wurde die Erkenntnis gewonnen, daß die Form des Autos den Gesetzen des Luftwiderstandes widerspricht. Sie bei dem Auto anzuwenden, wann und wo es möglich ist, war für mich seit damals Grundsatz. Daß dies nur durch Körperformen geschehen könne, die in aerodynamischer Beziehung richtig ausgebildet sind, war für mich selbstverständlich.

Zunächst war die Aufgabe zu lösen, das Vakuum hinter den Rädern zu vermindern. Dies führte schon am 26. Juni 1914, also noch vor Beginn des Krieges, zur Patentanmeldung einer

> »Vorrichtung an Automobilen zur Verminderung der Staubentwicklung hinter den Rädern an den Stellen, wo sich vorzugsweise das Luftvakuum bildet, durch Anwendung von Füllkörpern, die zweckmäßigerweise eine nach hinten spitz verlaufende Form nach Art der Schwanzflossen haben«[1]).

Die vorgenannte Patentanmeldung beweist ohne weiteres, daß die Behauptung, der Luftwiderstand der Räder sei nicht beachtet worden, irrig ist.

[1]) Die Anmeldung hat am 14. Mai 1915 zur Patenterteilung geführt.

Der Ausdruck »Schwanzflossenform« wurde damals gewählt, weil die aerodynamischen Studien von Körpern geringsten Luftwiderstandes noch nicht zu einer bestimmten technischen Bezeichnung geführt hatten.

Diese Forschungsarbeiten wurden aber in der Folge mit größtem Eifer aufgenommen und die Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen unter Professor Prandtl nahm hierbei eine führende Stellung ein. Es wurden Rotationskörper und Streben der verschiedensten Form untersucht, und bald waren die aerodynamisch günstigsten Formen, die geringsten Luftwiderstand ergaben, gefunden. Sie erhielten den Terminus technicus »Tropfenform«. Diese Bezeichnung wurde bald Allgemeingut aller mit der Flugtechnik Beschäftigten. Bei der Wahl der Bezeichnung »Tropfenform« dachte man natürlich nicht an den fallenden Wassertropfen. Die tatsächliche Form des fallenden Tropfens hat dem Flugzeugkonstrukteur niemals als Vorbild gedient, die physikalischen und mechanischen Verhältnisse bei diesem fallenden flüssigen Körper sind auch ganz andere als beim freifliegenden festen Körper. Die Form des fallenden Tropfens ist also für den Flugtechniker eine höchst uninteressante Angelegenheit und kann höchstens einmal Gegenstand einer Doktorarbeit bilden. Die in der Flugtechnik allgemein gebrauchte Bezeichnung »Tropfenförmig« bezieht sich also nur auf einen Körper geringsten Luftwiderstandes, der infolgedessen auch von ungeknickten Luftstromlinien gleichmäßig, unter Vermeidung von Luftwirbeln, umflossen wird.

Die Arbeiten, die dahin führten, die Lehren des Flugzeugbaues auf den Autobau nutzbringend anzuwenden, wurden in den folgenden Jahren, auch während des Krieges, unvermindert fortgesetzt. Sie führten am 16. Juli 1919 zur Anmeldung eines Autos,

> »bei dem durch geeignete Ausbildung der Gesamtanordnung und der Einzelteile die Fahrtwiderstände auf einen möglichst kleinen Betrag verringert sind. Dies wird dadurch erreicht, daß die Horizontalschnitte sowohl durch das Obergestell als auch durch das Fahrgestell tropfenförmig ausgebildet sind, und daß überall der Grundsatz durchgeführt ist, über diese tropfenförmige Umrißlinie hinaus keine Teile vorspringen zu lassen«.

Sogar die Reserveräder wurden nicht außerhalb des Wagens, sondern im Wageninnern untergebracht. Auch die vordere und hintere Beleuchtungsanlage war so angeordnet, daß sie die tropfenförmige Umrißlinie des Wagens an keiner Stelle überschreitet.

Die vorgenannte Anmeldung hat am 30. Dezember 1921 zur Patenterteilung (D. R. P. 346341) geführt. Mit dem Fahrzeuge, das durch das vorgenannte Patent gekennzeichnet ist, wurde zweifelsohne eine Reform des Autobaues im Sinne einer zeitgemäßen Verringerung des Luftwiderstandes eingeleitet, und die Diskussionen über die verschiedenen Möglichkeiten hierzu begannen.

Wenige Monate vorher wurden auf der Automobilausstellung im September 1921 die ersten stromlinienförmig gebauten Tropfenwagen, ein offener und ein geschlossener, der Öffentlichkeit vorgeführt. Diese Neuheit erregte bedeutendes Aufsehen, und der Widerspruch, der ihr namentlich von den zeitgenössischen Fachleuten entgegengebracht wurde, war sehr erheblich — — —, eine Erscheinung, die auch bei Erfindungen auf anderen Arbeitsgebieten nicht eben selten ist.

Um weitere Verfeinerungen und Ausgestaltungen des Tropfenautos herbeizuführen und um Vergleichszahlen zu gewinnen, wurde die Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen von den Rumplerwerken am 2. September 1921 gebeten, vier Holzmodelle im Windkanal zu untersuchen, und zwar:

einen offenen Wagen in Tropfenform (Stromlinien) mit vier Figuren,
eine Limousine in Tropfenform (Stromlinien),
einen offenen Wagen, alte normale Form, mit vier Figuren,
eine Limousine, alte normale Form.

Alle Modelle waren in Maßstab 1:7,5 verkleinert.

Vor Besprechung der Göttinger Versuchsergebnisse ist eine kurze Betrachtung notwendig.

Der Luftwiderstand

$$W = C \frac{\gamma}{2g} v^2 \cdot F.$$

Darin bedeutet

C eine Konstante, die nur von der Form des angeblasenen bzw. im Luftstrom befindlichen Gegenstandes abhängt,
γ die Luftdichte,
g die Erdbeschleunigung,
v die Fahrgeschwindigkeit in m/s,
F die Fläche in m²

Digitized by Google

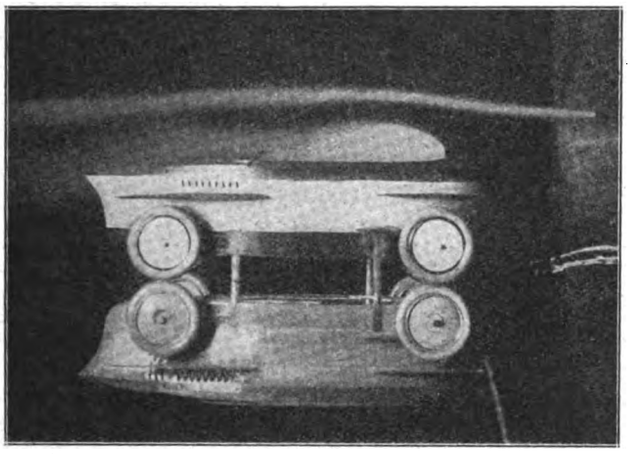


Abb. 1.

$\frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = 9$ ist der Staudruck, eine Größe, die bei konstanter Luftdichte nur von dem Quadrat der Geschwindigkeit abhängt.

$C \cdot F = f_w$ ist die sog. Widerstandsfläche, das ist eine Fläche, auf die man sich die tatsächlich angeblasene, wesentlich größere Fläche F in der Voraussetzung reduziert denken kann, daß sie (f_w) senkrecht im Luftstrom steht.

Es ist also

$$W_g = f_w \cdot q \ldots\ldots \text{ in g (Widerstand des Modelles)} \quad (1)$$

oder

$$W_{kg} = \frac{f_w \cdot q}{10000} \ldots\ldots \text{ in kg (Widerstand des Modelles)} \quad (2)$$

Wie die Formel 1 und 2 zeigt, hängt die Größe des Widerstandes W bei einer bestimmten Geschwindigkeit v und daher konstantem q nur von der Größe f_w ab. Das W wird um so kleiner, je kleiner f_w ist. Statt also die Widerstände W miteinander zu vergleichen, genügt es, die nur von der Form des Modelles abhängigen f_w zu vergleichen. f_w ist, wie die obige Darlegung zeigt und wie es auch die Versuche bestätigen, von der Geschwindigkeit v unabhängig.

Es folgt nun die Wiedergabe der Göttinger Versuchsreihen, die sich bei der Prüfung der ihr zur Untersuchung überlassenen Wagenmodelle im Windstrom ergaben. (Zahlentafel 1.)

Die vorstehenden Tafeln zeigen das Verhalten des Staudruckes q, des Widerstandes W und der Widerstandsfläche f_w bei den verschiedenen Geschwindigkeiten bzw. bei den verschiedenen Modellen. Bei dem gleichen Modell aber nimmt q und W mit dem Quadrat der Geschwindigkeit v zu, während der Staudruck konstant bleibt.

Wenn man die Widerstände und Staudrücke der verschiedenen Modelle untereinander vergleicht, zeigt sich die große Überlegenheit der stromlinienförmig gebauten Tropfenwagen. Die Zahlen sind so deutlich, daß eine weitere Besprechung überflüssig ist.

Im übrigen sei daran erinnert, daß die hier wiedergegebenen Zahlen sich auf Modelle aus dem Anfang des Jahres 1921 beziehen. Die heutigen Wagenformen zeigen weitgehende, auf die Verringerung des Luftwiderstandes hinzielende Verbesserungen, und die Messungsergebnisse sind daher noch viel günstiger.

Ein praktisches Zahlenbeispiel soll noch den Zusammenhang zwischen den Größen q, W und f_w unter Berücksichtigung der Wertigkeit zeigen. Dazu wird die erste Zeile der vorstehenden Tafeln benutzt.

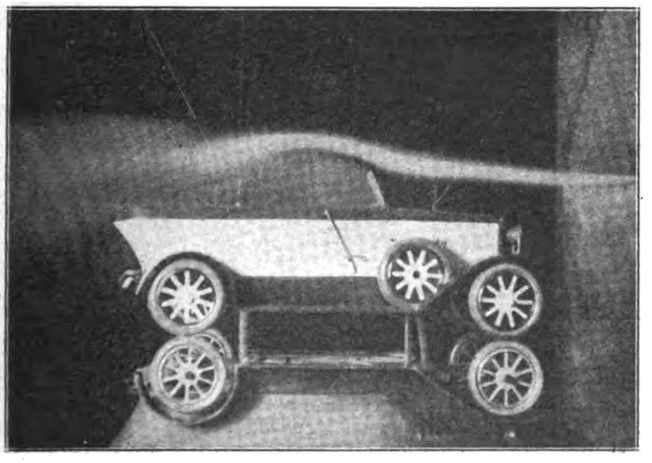


Abb. 2.

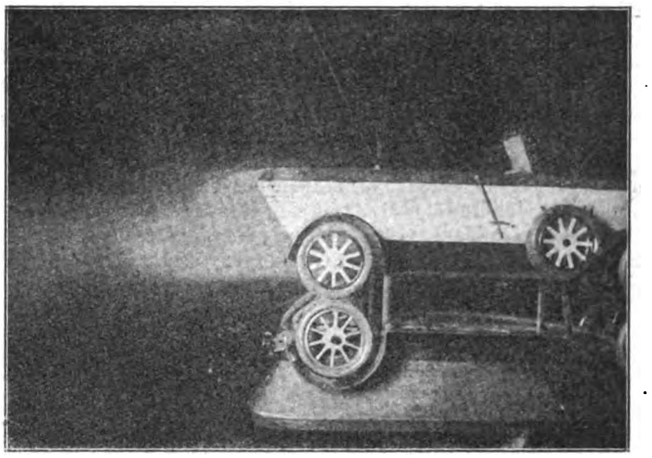


Abb. 3.

Zahlentafel 1.

	Staudruck (gerechnet) q kg/m²	Geschwindigkeit (gemessen) v m/s	Widerstand (gemessen) W g	Widerstandsfläche (gerechnet) f_w cm²	
1. Offener Wagen, Tropfenform (Stromlinien) mit vier Figuren	6,42	10,1	96	149	
	14,4	15,1	210	146	im
	25,4	20,0	367	144	Mittel
	39,3	24,9	561	143	145
	50,4	28,2	711	141	
2. Limousine in Tropfenform (Stromlinien)	6,87	10,4	245	357	
	33,6	23,2	1197	357	im
	46,3	27,2	1668	360	Mittel
	58,4	30,6	2085	357	358
3. Offener Wagen, alte normale Form, mit vier Figuren	6,47	10,2	80	124	
	14,3	15,1	179	125	im
	25,3	20,1	313	124	Mittel
	39,4	25,1	488	124	124
	56,2	30,0	692	123	
4. Limousine, alte normale Form	6,33	10,0	211	333	
	14,4	15,1	477	331	im
	28,5	20,0	841	330	Mittel
	39,6	25,0	1310	330	330
	44,6	26,5	1470	330	

$$q = 6{,}42 \ldots. \text{ kg/m}^2 = 6420 \ldots. \text{ g/m}^2$$

$$f_w = 145 \ldots\ldots \text{ cm}^2 = \frac{145}{10000} \ldots. \text{ m}^2$$

$$W = 6420 \cdot \frac{145}{10000} = 96 \ldots. g$$

(wie es auch die oberste Ziffernreihe für W zeigt).

Es dürfte von Interesse sein, zu erfahren, in welcher Weise die Versuche in Göttingen angestellt wurden. Die Anwendung eines einzigen Wagenmodelles im Windkanal würde, wie sorgfältige Überlegung ergab, zu falschen Schlüssen geführt haben. Bei nur einem Modell würde es von dem Luftstrom in einer Weise umflossen

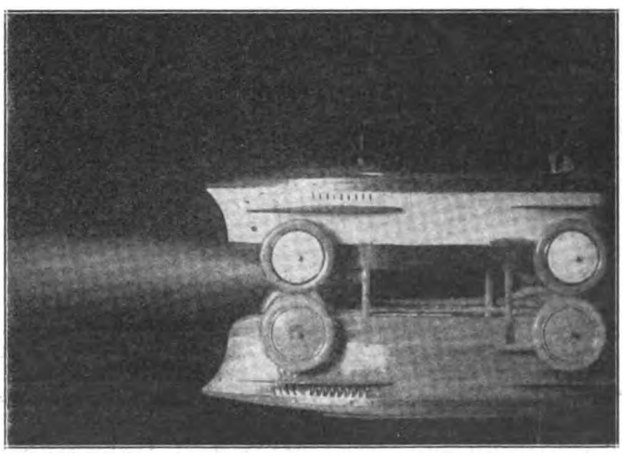


Abb. 4.

Digitized by Google

werden, die es den unter dem Modell hindurchgehenden Luftteilen ermöglicht, nach unten auszuweichen. Dies würde aber dem tatsächlichen Verhalten des auf der Straßenoberfläche dahinrollenden Autos nicht entsprechen. Bei diesem kann die unter dem Auto befindliche Luft nicht nach unten ausweichen, da sie durch die Fahrbahn daran verhindert ist. Um volle Gleichartigkeit der Strömungen bei dem fahrenden Auto und den Modellversuchen herbeizuführen, wurde zunächst erwogen, das Modell auf ein Brett zu stellen und beide, das Modell und das Brett, in den Windkanal zu bringen. Aber auch diese Methode hätte Fehler ergeben, da die an dem Brett vorbeiströmende Luft durch Luftreibungen zusätzliche Widerstände ergeben hätte, die in Natur tatsächlich nicht auftreten. Hier findet

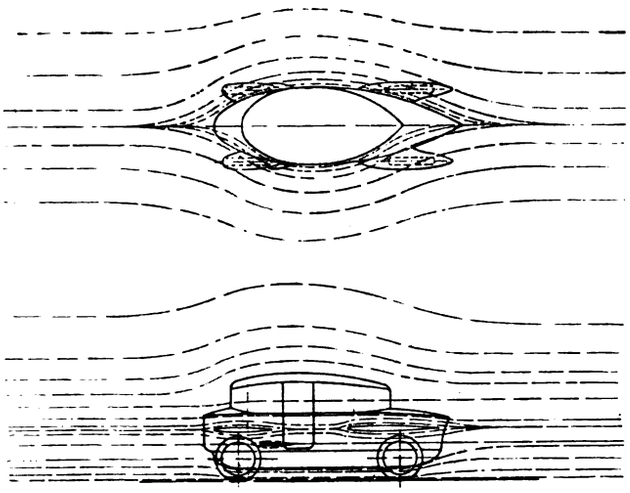


Abb. 5.

keine Relativbewegung zwischen Luft und Fahrbahn statt. Die Luft und die Fahrbahn haben beide die gleiche Horizontalgeschwindigkeit von nahezu Null. Göttingen beseitigte auch diesen Meßfehler in einfachster Weise, indem zwei Modelle mit den Rädern gegeneinander gelegt und in den Windkanal gebracht wurden. Dadurch ist die vollständige Gleichheit zwischen Modellversuchen und tatsächlicher Verwendung gegeben. Natürlich müssen die herausgemessenen Widerstandsablesungen halbiert werden. Die beifolgenden Abbildungen zeigen sehr interessante Photos der angestellten Versuche.

Es ist interessant, daß die bereits im Jahre 1921 zur Zeit der September-Automobilausstellung erschienenen Zeichnungen, die den Stromlinienverlauf beim Tropfenauto und bei den Wagen normaler Form zeigen, später von Göttingen durch exakte Rauchversuche bestätigt wurden. Da diese Zeichnungen in gewissem

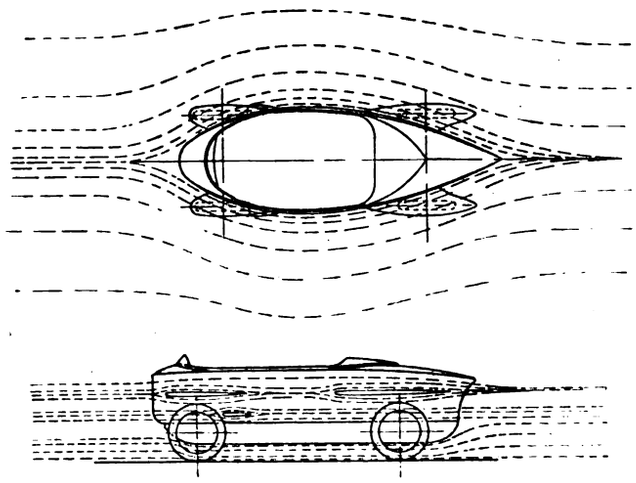


Abb. 6.

Sinne von historischem Interesse sind, werden sie hier wiedergegeben. Eine besondere Besprechung der Zeichnungen ist nicht notwendig, da sie den glatten Stromlinienverlauf beim Tropfenauto und die Wirbelbildungen bei den Wagen normaler Bauart deutlich erkennen lassen.

Die vorstehenden Versuchsergebnisse, die die Universität Göttingen im Jahre 1922 herausbrachte, bewiesen die Richtigkeit dessen, was die Herren Dr. Heller[1]), Dipl.-Ing. Schwager[2]) und Regierungs-Baumeister Dierfeld[3]) bereits anläßlich der Automobilausstellung im Jahre 1921 in ihren Schriften über die Neukonstruktion gesagt hatten. Regierungs-Baumeister Dierfeld

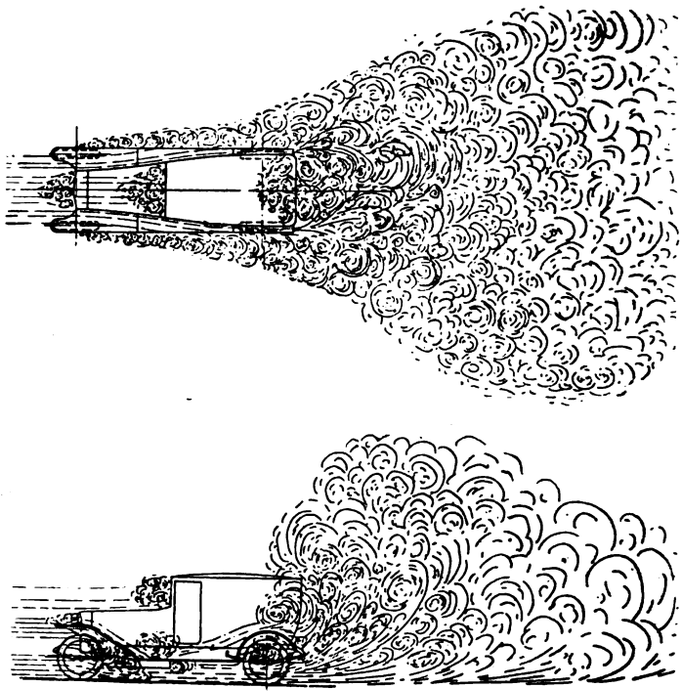


Abb. 7.

hob u. a. unter Beifügung einer sehr lehrreichen Skizze Abb. 8 hervor, daß

»... bei der idealen Tropfenform des Wagens auch der obere Teil der Vorderräder in die Tropfenform einzuhüllen sein

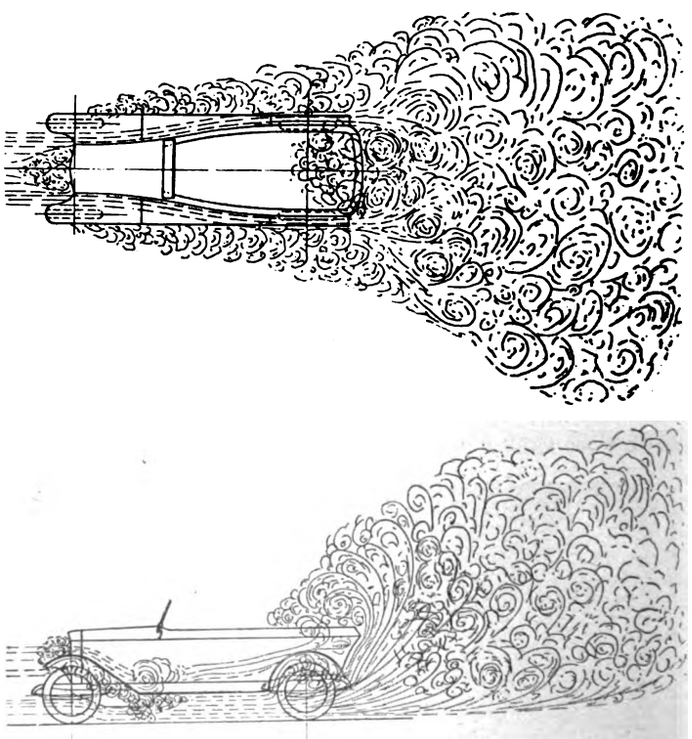


Abb. 8.

[1]) Vgl. Dr. A. Heller, »Der neue Kraftwagen von Dr.-Ing. Rumpler«, Z. d. V. d. I. 1921, Nr. 39, S. 1011.

[2]) Vgl. Dipl.-Ing. Schwager, »Neue Wege im Automobilbau«. Motorwagen, Jahrg. XXIV, Heft XXVI.

[3]) Vgl. Regierungs-Baumeister Dierfeld, Motor September-Oktober 1921.

Digitized by Google

würde usw. usw.... « ..... »Dies würde aber den Luftwiderstand beträchtlich erhöhen. Deshalb ist das Einkapseln der Vorderräder in den Wagenkasten unpraktisch und würde die Vorzüge der Tropfenform sehr stark beeinträchtigen, weshalb Rumpler eine Tropfenform wählte, die von der Einkapselung absieht —.«

Der gleiche Artikel zeigt in Abb. 7 einen von ideal schönen Stromlinien umflossenen tropfenförmigen Körper, der dem Rumpler-Tropfenwagen (Abb. 9 des gleichen Artikels) zum Vorbild gedient hat.

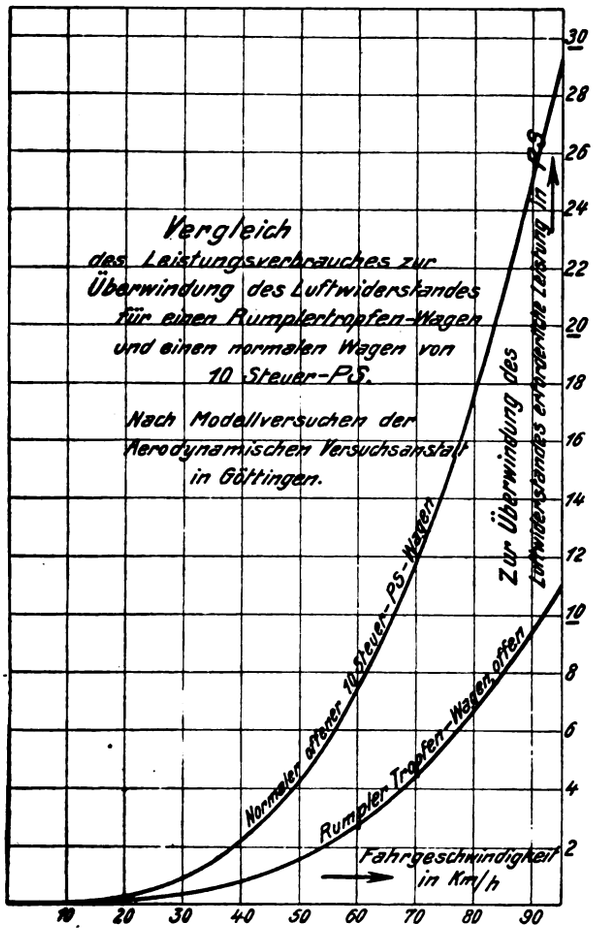


Abb. 9.

Im folgenden soll gezeigt werden, in welcher Weise aus den Formeln 2, die für die Modelle Gültigkeit haben, auf die Widerstände der naturgroßen Wagen geschlossen werden kann.

$$W_{kg} = \frac{f_w \cdot q}{10000} : \ldots \text{ in kg (Widerstand des Modelles)} \quad (2)$$

Da der Maßstab der angewendeten Modelle $n = 7{,}5$ ist, gilt für den Widerstand der naturgroßen Wagen

$$W_{kg} = \frac{f_w \cdot q}{10000} \cdot n^2 = f_w \cdot q \cdot \frac{56{,}3}{10000} \quad \ldots \quad (3)$$

Für die normale alte Form des offenen Wagens ist $f_w = 358$

$$W_{kg} = 358 \cdot q \cdot \frac{56{,}3}{10000} = 2{,}02\, q \quad \ldots \quad (3a)$$

Für die Limousine in Tropfenform ist $f_w = 124$ und

$$W_{kg} = 124 \cdot q \cdot \frac{56{,}3}{10000} = 0{,}69\, q \quad \ldots \quad (3b)$$

d. h. die Widerstände der beiden untersuchten Wagen (3a und 3b) verhalten sich wie 3:1.

Von den Widerständen W kommt man auf die zur Überwindung der Luftwiderstände notwendige Arbeitsleistung durch die Formel:

$$N_{PS} = W_{kg} \cdot \frac{v}{75} \quad \ldots \quad (4)$$

Sinngemäß ist also:

$$N_{PS} = 2{,}02\, q \cdot \frac{v}{75} \quad \ldots \quad (4a)$$

für die normale alte Form des offenen Wagens,

$$N_{PS} = 0{,}69\, q \cdot \frac{v}{75} \quad \ldots \quad (4b)$$

für die Limousine in Tropfenform.

Also auch hier beträgt die Arbeit der tropfenförmigen Wagen ungefähr ⅓ der bei jetzt üblichen Wagen normaler Bauart.

Für die verschiedenen Geschwindigkeiten errechnen sich die Werte von W und N wie folgt:

Da

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = \frac{1}{16} v^2$$

(wobei v die Geschwindigkeit in mm/s zu setzen ist) ergibt sich

$$W_{kg} = 2{,}02 \cdot \frac{1}{16} \cdot v^2 = 0.1262\, v^2 \quad \ldots \quad (3a)$$

$$W_{kg} = 0{,}69 \cdot \frac{1}{16} v^2 = 0{,}0431\, v^2 \quad \ldots \quad (3b)$$

$$N_{PS} = 2{,}02 \cdot \frac{1}{16} \cdot \frac{1}{75} v^3 = 0{,}00168\, v^3 \quad \ldots \quad (4a)$$

$$N_{PS} = 0{,}69 \cdot \frac{1}{16} \cdot \frac{1}{75} v^3 = 0{,}000575\, v^3 \quad \ldots \quad (4b)$$

Für die verschiedenen Geschwindigkeiten v errechnen sich die Widerstände W und die Leistungen N:

Luftgeschwindigkeit		W_{kg}		N_{PS}	
m/s	km/h	aus 3a) normale alte Form des offenen Wagens	aus 3b) Limousine in Tropfenform	aus 4a) normale alte Form des offenen Wagens	aus 4b) Limousine in Tropfenform
5	18	3,15	1,08	0,21	0,07
10	36	12,6	4,31	1,68	0,58
15	54	28,5	9,73	5,7	1,95
25	90	79,—	27,—	26,3	9,—
55	198	382,—	130,—	280,—	95,4

Die vorstehende Zahlentafel zeigt, daß sowohl die Widerstände W wie auch die Leistungen N bei der stromlinienförmigen Tropfenform eine außerordentliche Überlegenheit zeigen.

Es sei hier auch eine von Herrn Dr. Rohrbach aufgestellte Leistungskurve wiedergegeben, die ebenfalls auf den Göttinger Messungen aufbaut und in ihrer Klarheit weitere Worte überflüssig macht.

Professor Prandtl sagte in seinem Vortrag in der Kaiser Wilhelm-Gesellschaft über »Die Aerodynamische Versuchsanstalt und deren Bedeutung für die Technik«[1]):

»Es ist klar, daß die hier (im Flugzeugbau) gewonnenen Ergebnisse auch auf anderen Gebieten der Technik nutzbringend verwendet werden können. Ein aufsehenerregender Erfolg dieser Art ist der neue Kraftwagen des Herrn Dr. Rumpler, bei dem aller überflüssige Luftwiderstand nach streng flugtechnischen Gesichtspunkten vermieden ist. Abgesehen von der Brennstoffersparnis, die hierdurch, besonders bei hohen Geschwindigkeiten, auftritt, hat man in diesem Fall noch den besonderen Vorteil, daß dem kleineren Luftwiderstand auch eine kleinere Luftunruhe hinter dem Wagen, d. h. eine kleinere Staubaufwirbelung entspricht. Die Aerodynamische Versuchsanstalt hat an Modellen den Widerstand von zwei Kraftwagen gemessen, einmal von der Rumplerschen Form und einmal von einer jetzt bei Reisewagen üblichen Form. Der Luftwiderstand ergab sich dabei durch die richtige Formgebung um 62 bis 65 vH vermindert.«

Luftwiderstand und Schnellkraftwagen.

Von Aurel Persu.

Die neueren aerodynamischen Untersuchungen, die der luftfahrtechnischen Strömungslehre ihre hohe Vollendung verdanken, haben gezeigt, daß die Form der heutigen Kraftwagen durchaus unvollkommen ist, indem sie einen beträchtlichen Luftwiderstand hervorruft, der bei zweckmäßig durchgebildeten Karosserien auf Bruchteile herabgesetzt werden kann.

Auf Grund dieser Forschungen ist es Herrn Dr.-Ing. E. Rumpler[2]) gelungen, an seinem »Tropfenauto« neben anderen

[1]) Die Naturwissenschaften 1922, Heft 8.

[2]) Vgl. E. Rumpler, den vorhergehenden Aufsatz, S. 22, und z. B. C. Eppinger, Tropfenwagen, ZFM 1921, S. 287 (Nr. 19).

Digitized by Google

nicht zu unterschätzenden Vorteilen, z. B. dem hintenliegenden Motor, einen wesentlich verminderten Luftwiderstand zu erzielen.

Neuerdings haben auch die von Herrn Obering. P. Jaray[1]) im großen Windkanal des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen, mit Automobilmodellen ausgeführten Anblasversuche gezeigt, wie hoch der Leistungsgewinn bzw. die Brennstoffersparnis bei Stromlinienkarosserien sein kann.

Dem Rumplertropfen gegenüber weisen die in Friedrichshafen entworfenen Stromlinienwagen auf den ersten Blick den Vorteil der eingebauten Räder auf, was übrigens nicht neu ist; man darf

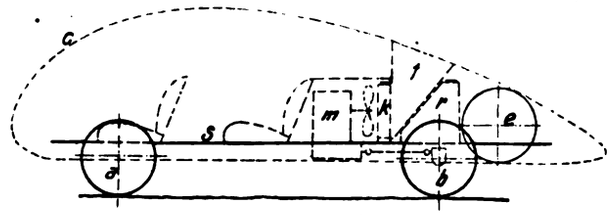


Abb. 1. Grundsätzliche Anordnung des Schnellkraftwagens im Längsschnitt. *a* vordere Lenkräder, *b* hintere Treibräder, *c* Stromlinien-Karosserie, *d* Längsträger des Rahmens, *e* Ersatzräder, *k* Kühler, *m* Motor, *r* Benzintank. Zu- und Abfluß der Luft sind durch Pfeile angedeutet.

sie aber nach eingehender Untersuchung nicht als dem Rumplertropfen überlegen betrachten, da die aerodynamisch ungünstige konstante Breite und auch hinten größere Höhe des Jaray-Wagens immerhin ziemlich nachteilig wirken muß.

Beim künftigen Schnellkraftwagen werden die Räder ohne Zweifel eingebaut sein, da freistehende Räder bei aerodynamisch günstig gebauten Karosserien einen viel größeren Anteil am gesamten Luftwiderstand haben als bei einem gewöhnlichen Wagen. Sobald aber die Räder eingebaut und keine hervorragenden Teile mehr sichtbar sind, muß man sich bemühen, die erhaltene einheitliche Karosseriefläche dem idealen Halbkörper geringsten Luftwiderstandes anzupassen, und dabei nicht nur die Form, sondern auch den Inhalt des zu befördernden Wagenraumes sowie seine zweckmäßigste Ausnutzung berücksichtigen.

Bekanntlich sind die in der Fahrtrichtung liegenden lotrechlichen Längsschnitte des Körpers mit geringstem Luftwiderstand vorn höher als hinten. Da nun der Raum für die Insassen die größte Höhe erfordert, so sind die Sitze unbedingt vorn, die Maschinenanlage aber hinten vorzusehen. Diese entspricht der Forderung, daß das gesamte Wagengewicht ungefähr gleichmäßig auf beide Achsen verteilt werden muß; zu dem Zweck hat der vordere geräumigere Wagenkasten Körper mit geringerem spezifischen Gewicht, das hintere schmale Ende Körper mit größerem spezifischen Gewicht zu erhalten. Durch Unterbringen der Insassen vorn wird weiter der Raum, welcher bei Stromlinienwagen vor den Vorderrädern entsteht, in der zweckmäßigsten Weise ausgenutzt, da die vorderen Insassen die Beine dorthinein strecken können, während der größte Teil ihres Körpergewichts weiter hinten über dem Sitz lastet, und das ist bei dem Hinterradantrieb sehr erwünscht.

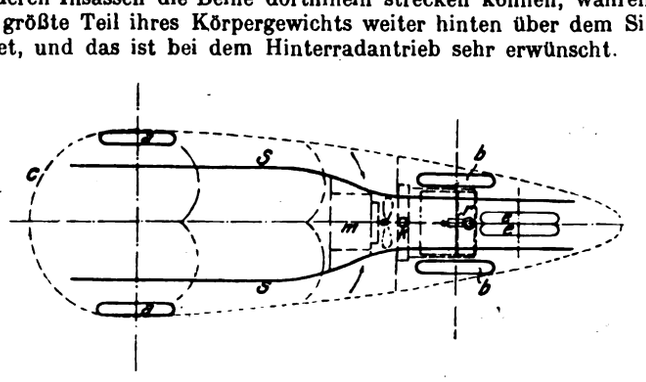


Abb. 2. Grundsätzliche Anordnung des Schnellkraftwagens im Grundriß. Zeichenerklärung wie bei Abb. 1.

Anderseits sind beim Körper mit geringstem Luftwiderstand auch die wagerechten Längsschnitte vorne breiter als hinten. Damit trotzdem die Hinterräder von der einheitlichen Umhüllungsfläche gleichfalls umschlossen werden können, muß man hinten einen engeren Radstand verwenden. Daraus ergibt sich dann noch der Vorteil, daß man das Differential entbehren kann.

Das künftige Schnellauto ist also ein vierräderiger Stromlinienkraftwagen, bei dem sämtliche Räder innerhalb der Stromlinienform eingebaut sind, bei dem die hinteren antreibenden Räder geringeren Abstand als die vorderen haben, und bei dem der Raum für die Insassen vorn, die Maschinenanlage hinten angeordnet ist.

Dadurch fahren die Insassen sanfter, da sie sich dem Gesamtschwerpunkt näher befinden, und sind geschützt vor Geruch und Lärm, die bei der üblichen Lage des Motors vorn unvermeidlich sind.

Das Fortfallen des Ausgleichgetriebes verringert die Zahl der Kegelräder und damit die Übertragungsverluste, setzt das ungefederte Gewicht herab und vermindert auch die unangenehmste Nebenwirkung des Differentials, den Energieverlust durch Tanzen und Schleudern. Das Schleifen der starr verbundenen Räder in den Kurven ist wegen der geringen Geschwindigkeitsunterschiede und der ständigen kleinen Erschütterungen erfahrungsgemäß ohne ungünstige Wirkung. Auch das Gleichgewicht in der Kurve wird durch den hinten engen Radstand nicht beeinträchtigt, da der Schwerpunkt der Maschinenanlage tief liegt und sich seitlich nicht verschiebt; der höhere, bewegliche Schwerpunkt der Insassen wird von der vorderen breiten Spur gestützt. Auch die Fliehkraft wirkt stark im breiten Vorderteil, weil das äußere Vorderrad den größten Kreis beschreibt und das Hinterende im Innern der Kurve bleibt.

Da der Wagen vierspurig ist, müßte er auf weichen, ungepflegten Wegen theoretisch ungünstiger, mit erhöhtem Widerstand fahren, weil die Hinterräder nicht in den schon eingeprägten

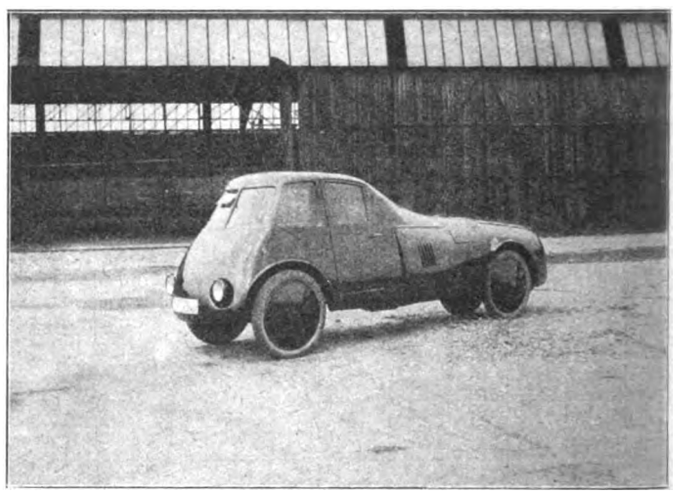


Abb. 3. Versuchsausführung des Schnellkraftwagens.

Spuren der vorderen laufen. Das trifft aber nur bei mathematisch gerader Fahrt zu, die selten vorkommt, da die stets vorhandenen Hindernisse den Wagen immer ein wenig auszuweichen zwingen, so daß auch der zweispurige Wagen meist vier Spuren hinterläßt. Übrigens ist das Auto ein raschfahrendes Verkehrsmittel, das immer gute Fahrbahn voraussetzt, und auf guten Wegen muß der Rollwiderstand des Zwei- und des Vierspurwagens praktisch gleich sein.

Weiter ist die Wahrscheinlichkeit, auf ein kleines Hindernis zu stoßen, beim Vierspurwagen größer. Dafür treffen den Zweispurwagen die meisten Stöße doppelt, und das ist unangenehm, da der zweite Stoß die vom ersten erregte Schwingung verstärken kann.

Die Maschinenanlage ist vollständig eingebaut, aber von allen Seiten gut zugänglich, weil sie im schmaleren Wagenteil liegt. Verwendet man statt des Benzin- (etwa Fächer-) Motors einen elektrischen, so werden auch die schweren Akkumulatoren hinten untergebracht. Die Ersatzräder sind, vor der Motorwärme geschützt und leicht herausnehmbar, aufrecht hinter den Hinterrädern eingebaut, so daß sie deren Reibungsgewicht noch erhöhen.

Das Grundsätzliche der Anordnung zeigen Abb. 1 und 2, den ersten Versuchswagen, der 1922 in Berlin gebaut wurde, Abb. 3. Da Höhe und Breite der Querschnitte vorn größer ist als hinten, entfällt vorn auf 1 m Länge ein wesentlich größerer Wagenraum. Motor und Hinterachse sind mit kurzer (beim Versuchswagen 0,6 m langer) Kardanwelle gekuppelt. Bei Dauerfahrten von rd. 7000 km zeigte sich nicht die geringste ungewöhnliche Abnutzung und keinerlei Störung.

[1]) Vgl. etwa W. Klemperer, Luftwiderstand von Automobilmodellen, ZFM 1922, S. 201 (Nr. 14).

Digitized by Google

Welche Antriebsart hinten zweckmäßiger ist — eine für unsere Betrachtungen nebensächliche Frage — wird man nur nach langjähriger Erfahrung feststellen können. Wesentlich ist, daß man bei bester Raumausnutzung und einfachster Kraftübertragung kleinstmöglichen Luftwiderstand erreicht. Das bedeutet — neben verminderter Staubbelästigung infolge des glatten Luftabflusses — bei gleichem Motor höchste Geschwindigkeit und größte Wirtschaftlichkeit. Umgekehrt wird man, gerade wie im Flugzeugbau, mit kleineren Motorleistungen auskommen können, wenn man sich die strömungstechnischen Vorteile zunutze macht. Da der Anteil des Luftwiderstandes am gesamten Leistungsbedarf mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit steigt, ist dies gerade für den wirtschaftlichen Schnellkraftwagen der Zukunft eine unumgängliche Forderung.

Windsaugwirkungen an Gebäuden.

Von Richard Sonntag.

Nach jedem heftigen Sturme hören und lesen wir, daß Dächer beschädigt, wenn nicht gar teilweise abgedeckt worden sind, und doch hat man lange nicht gewußt, auf welche Weise der Wind derartige Zerstörungen herbeiführt. Äußere Druckwirkungen können es nicht sein, auch nicht innere, nachdem etwa der Wind durch Öffnungen in das Gebäude eindrang und unter den beschädigten Flächen einen Unterdruck erzeugte. Denn die Schäden treten auch an Gebäuden auf, die keinerlei Öffnungen aufweisen.

Erstmals hatte sich I. Irminger mit dieser Frage näher befaßt, und zwar 1894 auf dem Versuchswege. Er wurde hierzu durch das Verhalten von Gasometern bei heftigem Winde, das ihm in seinem Berufe als Leiter der städtischen Gaswerke von Kopenhagen auffiel, und durch mehrere in den 80er Jahren erschienene Veröffentlichungen von H. C. Vogt in Kopenhagen veranlaßt. Dieser vertrat die Ansicht, daß der unverhältnismäßig hohe Luftwiderstand ebener Platten bei geringen Neigungen gegen die Windrichtung in der Hauptsache von einer Vakuumbildung bzw. Windsaugwirkung auf der Leeseite der Platte herrühren müsse. Außer Vogt hatte 1885 der Engländer H. Phillips darauf hingewiesen, daß die Saugwirkung eine Bedeutung habe. Im übrigen war Irminger bekannt, daß Langley in Amerika und Lilienthal in Deutschland am Rundlauf den gesamten Luftwiderstand ebener Platten bei verschiedenen Neigungen gegen die Windrichtung feststellten, und daß Kernot in Australien im künstlichen Luftstrom den gesamten Widerstand von Körpern, wie Würfel, Zylinder usw., gemessen hatte, und zwar in einem hölzernen Windkanal von 10 × 12″.

Irminger ging nach Beratungen mit Vogt zu planmäßigen Untersuchungen größeren Umfanges über. Nachdem er erkannt hatte, daß an einem ruhenden Körper im natürlichen Winde zuverlässige Ergebnisse nicht zu erlangen seien, benutzte er einen künstlichen Luftstrom, den er bei ruhigem Wetter mit einer stetigen Geschwindigkeit von 13,4 m/s am Fuße eines rd. 32 m hohen Schornsteines gewann und durch einen hölzernen Windkanal von 115 × 230 mm leitete. Untersucht wurden: verschiedene ebene rechteckige Platten bei Neigungen von 0,5, 10, 20, 40, 60 und 90°, Prismen mit quadratischem und dreieckigem Querschnitt in verschiedenen Lagen, Körper von rhombischer und linsenförmiger Querschnittsform, Würfel, Zylinder, Kegel, Kugel, Gebäude mit sattel- und bogenförmigem Dach und Gasometer[1]).

Die Versuchsanordnungen Irmingers lassen große technische Fortschritte gegenüber früheren Versuchen erkennen. Sie wurden geradezu bahnbrechend für die spätere aerodynamische Meßtechnik, weil bei ihnen erstmals an hohlen Modellen punktweise Druck- und Sogmessungen vorgenommen wurden, womit Irminger die getrennte Feststellung von Druck und Sog ermöglichte. Da die Meßpunkte über die ganze Oberfläche der Körper verteilt wurden, ließ sich auch die gesamte Windbelastung ermitteln, und zwar als Resultierende aus den Druck- und Sogbelastungen. Die einzelnen Messungen nahm Irminger in der Weise vor, daß er das eine Ende einer kommunizierenden Röhre mit dem konstanten Druck im obersten Inneren des Kanals, das andere mit dem Inneren des Versuchskörpers verband, in dessen Haut nur immer ein Meßloch offen gelassen wurde.

Seit Irminger weiß man, daß die eingangs genannten Windschäden an Gebäuden auf Saugwirkungen zurückzuführen sind, wenn man auch heute nicht mehr Luftverdünnung, sondern Druckabnahme infolge Geschwindigkeitszunahme und Impulserteilungen durch Wirbelwirkungen als deren Ursache betrachtet. Irminger wies u. a. auch darauf hin, daß die Beschädigungen von angesaugten Dachteilen immer größer sind als die von gedrückten und trat auch für eine Berücksichtigung der Saugwirkungen bei der Berechnung von Gebäuden und Dächern ein, da sich die alleinige Berücksichtigung von Druckwirkungen auf Grund der Newtonschen Formel $W = w \cdot F \cdot \sin^2 \alpha$ als unhaltbar erwiesen habe. Er verfolgte auch die Saugwirkungen an ausgeführten Gebäuden, indem er unmittelbare Messungen an Hausdächern annahm und bei einem Gasometer infolge Saugwirkung an der Decke eine Entlastung von 10 kg/m² = einer Abnahme des Gasdruckes um 10 mm WS feststellte. Seine Veröffentlichungen in dänischen, amerikanischen, deutschen und englischen Zeitschriften wurden mit großem Interesse aufgenommen. Doch eilte er seiner Zeit voraus, so daß ihm kein Erfolg beschieden war.

Den Meteorologen sind Windsaugwirkungen bei der Messung von Barometerständen an Höhenstationen bekannt geworden. 1852 stellte H. James am Firth of Forth fest, daß auf der Leeseite eines Gebäudes bei windigem Wetter ein geringerer Druck herrschte als bei Windstille, während auf der Luvseite gleichzeitig eine Druckerhöhung eintrat. Auch im Innern des Gebäudes ergab sich eine Druckabnahme. Als deren Ursache nahm James in beiden Fällen

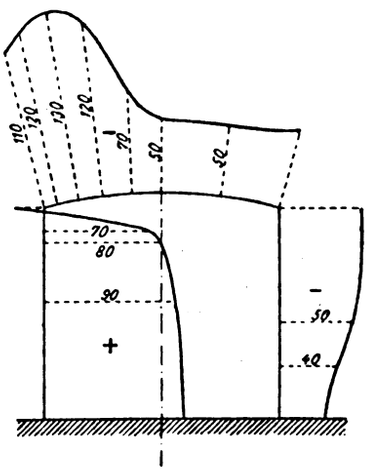


Abb. 1. Querschnitt in der Windrichtung.

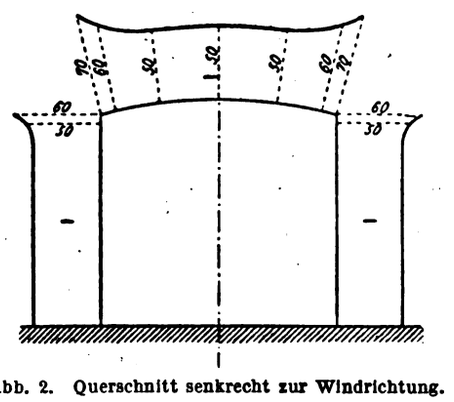


Abb. 2. Querschnitt senkrecht zur Windrichtung.

Abb. 1 und 2. Versuchsergebnisse v. Baumhauers an einem Gasometermodell. Die eingeschriebenen Zahlenwerte sind vH des theoretischen Staudrucks.

Luftverdünnung bzw. Windsaugwirkung an. Beobachtungen und Feststellungen von anderer Seite erfolgten auf der obersten Galerie der Kathedrale von Antwerpen, dem Mount Washington in Amerika und dem Ben Nevis in Schottland. In Deutschland befaßte sich G. v. Elsner 1913 eingehend mit der Frage unter besonderer Berücksichtigung der Verhältnisse auf der Schneekoppe. Als Ursachen der Saugwirkung in Zimmern gibt v. Elsner den Schornsteinzug und das Öffnen eines Fensters auf der Leeseite an. Außerdem trete bei Höhenstationen auf steilen Bergen bereits durch die saugende Wirkung des am Abhange aufsteigenden Windes eine Luftverdünnung auf dem Gipfel und damit auch in der ganzen Umgebung des dort stehenden Observatoriums ein. Es wird u. a. auf die Feststellung Lord Rayleighs von 1882 hingewiesen, daß stärkster Kaminzug dann auftritt, wenn die aufsteigende Windrichtung mit der lotrechten einen Winkel von rd. 30° bildet. v. Elsner fand bei Höhenstationen für eine Windgeschwindigkeit von 20 bis 22 m/s eine Luftdruckabnahme von 0,3 mm Quecksilbersäule = rd. 4 kg/m². Auf dem flachen Lande nimmt er einen nennenswerten Einfluß auf Barometermessungen nicht an. Die statische Seite der Windbelastungsfrage der Gebäude wurde nicht berührt.

Digitized by Google

Dieser wurde während des Weltkrieges auf Grund von Erfahrungen bei den freistehenden und dem Winde besonders stark ausgesetzten Luftschiff- und Flugzeughallen nähergetreten. Man begann, den Windsaugwirkungen theoretisch und konstruktiv Beachtung zu schenken, kam aber leider durch zwingende Verhältnisse wieder zum Stillstand. Über Windverhältnisse hinter Luftschiffhallen mit kreisrunder und rechteckiger Grundrißfläche berichtete Schlink[2]) 1915 auf Grund von Modellversuchen im Windkanal zu Göttingen. Leider wurden von ihm aber Messungen an Hallenkörpern selbst nicht vorgenommen, so daß sich über Windsaugwirkungen an diesen nichts entnehmen läßt. Dagegen führte Grüning[3]) Versuche über Winddruck an einer ausgeführten Luftschiffhalle aus, die aber nicht mehr zum Abschluß gekommen sind. Es liegen keine erschöpfenden Meßergebnisse vor. Inzwischen sind aber durch Modellversuche manche weiteren Klärungen erfolgt. Bekannt sind die Ergebnisse, die G. Eiffel aus Versuchen mit Modellen der Luftschiffhallen Belfort 1:100 und Hamburg 1:200 bei einer Windgeschwindigkeit von 40 m/s gewann. Er steht mit seiner Versuchsanordnung und Meßweise auf den Schultern Irmingers, verfügte aber über neuzeitlichere und großartigere Hilfsmittel. — Seine über den Einfluß von Öffnungen im Dach und am Giebel auf die Druck- und Sogbelastung der Außenhaut gezogenen Schlüsse können leider nicht anerkannt werden. An anderer Stelle[4]) habe ich mich eingehender zu diesem Punkt und auch zu manchen sonstigen, hier nur kurz berührten Fragen geäußert. Genannt seien jedoch kurz zwei Gesichtspunkte: Wegen vorliegender Strömungsvorgänge geht es nicht an, daß resultierende Belastungen der Außenhaut in der Weise ermittelt werden, daß zu den für vollständig geschlossene Halle erhaltenen Meßwerten einfach algebraisch beliebig viele summarische mittlere innere Drücke infolge einer oder mehrerer Hallenöffnungen hinzugefügt werden, um resultierende Werte zu erhalten. Windsaugwirkungen an Gebäuden erfolgen rein örtlich an der Außenhaut, und zwar bei den plötzlich auftretenden maßgebenden hohen Spitzengeschwindigkeiten so schnell, daß Eiffel die Wirklichkeit zu sehr verleugnete, als er z. B. selbst bei einem einzigen Loch in der Dachhaut mit der Ablesung so lange wartete, bis sich im Inneren der Halle ein konstanter mittlerer Druck einstellte.

Sehr umfangreiche Untersuchungen an Haus- und Hallenmodellen nahm Alb. Smith[4]) 1912 und 1913 in Amerika vor. Leider wurden sie aber im natürlichen Winde bei mittleren Geschwindigkeiten von nur 1,4, 3,1 und 4,4 m/s ausgeführt, so daß einerseits die Meßergebnisse stark voneinander abwichen, anderseits bei dem Modell eines halbkreisförmigen Bogendaches mit $r = 0{,}8$ m die Messung zum Teil unter-, zum Teil überkritisch verlief.

Von Gebäudeuntersuchungen ist endlich noch eine von dem holländischen Ingenieur ir. AG v. Baumhauer (heute Unterdirektor beim holl. Reichsstudiendienst für Luftfahrt) im Göttinger Windkanal ausgeführte Untersuchung eines Gasometermodells von 80 cm Durchm. zu erwähnen. Die Windgeschwindigkeit betrug 12 m/s. Die auftretenden großen Saugwirkungen sind aus Abb. 1 und 2 ersichtlich. Die Druck- und Sogverteilung am Umfange der zylindrischen Wandung entsprach etwa der von Irminger gefundenen Linie und der Eiffelschen überkritischen Linie bei einer Kugel.

Trotzdem Bauunfälle infolge Windsaugwirkung häufig vorkommen, sind darüber im Schrifttum im einzelnen nur wenig Angaben zu finden. Veröffentlicht[4]) sind in der Hauptsache ein Unfall am Dach des Stettiner Bahnhofs in Berlin 1894, einer bei einem Sechsfamilienreihenhaus in Hildesheim 1904, einer bei einer Marineluftschiffhalle[3]), einer bei der Luftschiffhalle »Nord« in Staaken[5]) 1922 und einer in Adlershof[4]) 1923. Es empfiehlt sich, einschlägige Unfälle sofort genau festzustellen und weiteren Kreisen bekanntzumachen. Beratenderweise bin ich zur Mitarbeit gerne bereit.

Über die bei ausgeführten Gebäuden anzunehmende Windgeschwindigkeit fehlen noch hinreichend geklärte Unterlagen. Im Binnenlande wird im Mittel mit 40 m/s gerechnet, entsprechend den Windstärken 11 (schwerer Sturm) und 12 (Orkan) der Beaufortschen Windskala. Es handelt sich dabei um Spitzenwerte bei meist sehr schnell erfolgenden Geschwindigkeitsänderungen, wie sie insbesondere bei Gewitterböen und Äquinoktialstürmen gegeben sind. Es fehlt noch an ausreichenden Beobachtungsergebnissen und an allgemein anerkannten Richtlinien für die Ermittlung der Spitzenwerte. Die für den Segelflug oder für Windkraftanlagen in Frage kommenden Windgeschwindigkeiten sind für statische Standfestigkeitsuntersuchungen von Gebäuden zu klein. Weiter werden Windgeschwindigkeit und Windrichtung bisher nur in der Wagerechten gemessen; für Gebäude erscheinen aber Messungen von Größtwerten der Geschwindigkeit in der jeweils räumlich vorhandenen Windrichtung notwendig, weil die wesentlichen Saugwirkungen in erheblichem Maße von der Neigung der belasteten Fläche zur Windrichtung abhängen. Zu diesem Zwecke habe ich eine räumliche Windfahne[6]) entworfen, bei der zu dem lotrechten Richtblech noch ein wagerechtes hinzugefügt ist. Weiter ist die Fahne in lot- und wagerechter Richtung beliebig einstellbar und befindet sie sich durch Verwendung von Blechen mit verschiedenen spezifischen Gewichten in jeder Lage im Gleichgewicht. Es macht auch keine Schwierigkeiten, die Fahne mit den erforderlichen selbsttätigen Registriervorrichtungen zu versehen.

Für die grundsätzliche Beurteilung der Windsaugwirkungen an Gebäuden ist jedoch die Frage der maßgebenden Geschwindigkeit des Windes weniger von Belang. Wichtiger ist die Frage der prozentualen Verteilung seiner Saug- und Druckwirkungen am Gebäude. Die mit den windschnittigen und besonderen Formen geringen Luftwiderstandes des Luftschiff- und Flugzeugbaues gewonnenen strömungstechnischen Erfahrungen und Erkenntnisse sind auf Gebäude nicht ohne weiteres übertragbar, weil bei ihnen meist kantige kubische Formen mit mehr oder minder großer ebener Flächenausbildung vorliegen, die meist ohne Rücksicht auf ihren Luftwiderstand entstehen. Doch können für runde Gebäudeformen die bereits gezeitigten allgemeinen belangreichen Ergebnisse betreffend Kugel und Zylinder[7]) übertragen werden, desgl. manche sonstige Ergebnisse mit anderweitigen Modellkörpern gute Hinweise geben.

Im übrigen muß die systematische Erforschung der Windwirkungen an Gebäuden noch weiter fortgesetzt werden. Zur Durchführung von Modellversuchen erscheint die Benutzung der für aerodynamische Untersuchungen im Dienste der Luftfahrt entstandenen Versuchsstätten zweckmäßig. Zum Beispiel denke ich hierbei an die Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen. Gesichtspunkte für die Durchführung weiterer Versuche habe ich anderorts[4]) an Hand einer Zusammenstellung bereits erfolgter und noch anzustrebender Untersuchungen veröffentlicht.

Immerhin hat aber der bereits vorliegende Stoff schon ausgereicht, um die Frage der Berücksichtigung von Windsaugwirkungen bei der statischen Berechnung von Gebäuden neuerdings wieder ins Rollen zu bringen. Der Unterausschuß für Windlast (Obmann Oberbaurat Scharff, Hamburg, dessen Mitarbeiter ich bin) des Arbeitsausschusses für Einheitliche Technische Baupolizeibestimmungen beim Normenausschuß der deutschen Industrie hat am 17. April 1923 einen entsprechenden vorläufig fakultativen Entwurf B[4]) herausgebracht. Er bedeutet einen Markstein für die weitere Entwicklung, die jetzt hoffentlich in absehbarer Zeit zu einem abschließenden Ergebnis führen wird.

Das aerodynamische Meßprinzip des Ranarex-Gasdichtemessers.

Von G. König.

Schon der Begriff »Aerodynamik« umfaßt das Wissen über die durch die Bewegung von Gasen entstehenden Kräfte. Sie lassen sich naturgemäß auf eine Eigenschaft der Gase zurückführen, die selbst als Ausdruck einer Kraft anzusehen ist, nämlich auf die einfachste physikalische Eigenschaft aller Körper: aufs spezifische Gewicht, und so gelangt man schließlich zu der Erkenntnis, daß die Aerodynamik lehrt, wie und in welchem Maße aus dem spezifischen Gewicht durch das Mittel der Bewegung sich Kräfte entwickeln.

Das Hauptanwendungsgebiet der Aerodynamik, die Flugtechnik, fragt nun insbesondere nach den entstandenen Kräften und legt sie ihren Konstruktionen zugrunde, ohne sich dauernd der Abhängigkeit vom spezifischen Gewicht bewußt zu sein. Aber schon bei den Flugmotoren hat man gelernt, deren Leistung durch Abbremsen mittels Bremspropellern zu ermitteln und dabei den genauen Betrag der jeweiligen Luftdichte bei der Leistungsfestsetzung einzusetzen, dabei den Zusammenhang Kraft und Dichte lebendig haltend.

---

[1]) Deutsche Bauzeitung 1924, Nr. 17/18, Konstruktionsbeilage
[2]) ZFM 1915, S. 109 bis 120.
[3]) Der Bauingenieur 1920, S. 39 bis 40.
[4]) Zentralblatt der Bauverwaltung 1924, Nr. 8 und 10.
[5]) ZFM 1922, S. 219.
[6]) Die Umschau 1924.
[7]) C. Wieselsberger, Neuere Feststellungen über die Gesetze des Flüssigkeits- und Luftwiderstandes, in »Physikalische Zeitschrift« 1921, S. 321 u. f.

Digitized by Google

Mithin ist es logisch, den Beobachtungsgang auch einmal in umgekehrter Richtung anzustellen und aus den Kräften auf die Dichte zu schließen. Dies ist einwandfrei möglich, nur muß das Verbindungsglied — die Bewegung — eine feste, eindeutig dosierbare Form annehmen, denn diese Bewegung ist nicht nur Verbindungsglied, sondern Überträger, Multiplikator. Je nach der Größe der Bewegung wird man also große Kräfte erzielen können, wirklich meßbare Größen, denn man braucht sich nur vor Augen halten, daß 1 l Luft nur 1,3 g wiegt, wie sollen also noch Veränderungen dieses Betrages gut gemessen werden können? Aber Bewegung bedingt noch ein weiteres, sie fordert zu ihrer Unterhaltung die Aufwendung von motorischer Energie, und so gelangt man zu der Einsicht, daß es möglich ist, durch Aufwendung von Motorkraft eine Multiplikation von Meßkräften durchzuführen, die letzten Endes erst die Messung des spezifischen Gewichtes von Gas ermöglicht. Damit ist das aerodynamische Meßprinzip gekennzeichnet.

Die weitere Aufmerksamkeit hat man also der Ausbildung des Bewegungsvorganges zu widmen. Er muß eindeutig sein, also zu jedem Augenblick auf Wunsch immer in derselben Weise wiederkehren und sich erzeugen lassen. Da man an Motorkraft denken mußte, kommt nur Drehung in geschlossener Kammer in Betracht, und in Verfolg dieses Gedankenganges mußte man in der Drehung einer zylindrischen Luftsäule um ihre Achse die Erfüllung des erstrebten Bewegungsvorganges erblicken. Von dieser Luftsäule müßte man jetzt eine Kraft ausüben lassen, natürlich die größtmögliche. Dem Ingenieur ist nichts naheliegender, als diese rotierende Luftsäule wieder total abzubremsen. Diese aufgefangene Kraft muß dem spezifischen Gewicht des gasförmigen Mediums proportional sein, und so haben wir als Ausbildung des Bewegungsvorganges folgende konstruktive Situation. Ein rotierendes Rad (Treiber) mit zur Drehebene senkrechten Rippen verleiht als Kraftgeber dem umgebenden Gase Drehung. Dies Gas trifft nach Durchschreitung eines kleinen Luftweges ein Meßrad mit Flügeln, die die Luftdrehung aufhalten und dem Meßrad ein Drehmoment erteilen, das der Dichte proportional ist.

Zwischen Treiber und Meßrad ist also ein Raum, in welchem die motorische Energie in einer rotierenden Gasmasse aufgespeichert ist, welcher Raum deshalb in Anlehnung an elektrische Vorbilde aerodynamisches Drehfeld genannt wird. Beachtet man, daß der Treiber wie ein Ventilator Zentrifugalkraft erzeugt, also Gas immer ansaugt und nach außen stößt, und daß diese aerodynamische Druckhöhe eine zusätzliche Gasströmung bewirkt, die in axialer Ebene verläuft und vom Außenradius des Treibers durch das Drehfeld zum Außenradius des Meßrades, dort am Flügel entlang ins Innere des Meßrades und durch die Mitte in den Treiber zurück erfolgt, dann erkennt man aus dieser der Rotation übergelagerter Strömung, die als »Kurzschluß« für den Ventilator anzusehen ist, daß durch die getroffene Meßeinrichtung durch das aerodynamische Meßprinzip eine rotierende Welle mit Hilfe eines gasförmigen Mediums einfach abgebremst wird, wie dies z. B. der Pronysche Zaum mechanisch bewirkt. Die Abbremsung ist trotz eines großen Luftspaltes so vollkommen, daß 80 bis 90 vH des aufgewendeten Drehmomentes durch das Meßrad aufgefangen und zur Messung gebracht werden, und dieses Drehmoment ist wie alle Konstruktionen der Dichte des übertragenden Mediums proportional.

Um nun nicht die absolute Dichte, die ja für technische Prozesse unwesentlich ist, zu messen, sondern die relative Dichte, sind zwei Meßkammern angeordnet mit genau gleichen Einrichtungen. Die Achsen der Meßräder erfahren also Momente, den jeweiligen Dichten entsprechend. Die beiden Achsen sind dann durch eine besondere Kupplung verbunden, die den Quotienten zwischen beiden Drehmomenten zum Ausdruck bringt.

Im Inneren des Gehäuses befinden sich die Treiber, die durch einen Motor in entgegengesetztem Drehsinn angetrieben werden. Von den beiden durch Kupplung verbundenen Meßwindflügeln überträgt das untere die Drehung des Systems auf einen Zeiger, der an großer sichtbarer Skala den Dichteunterschied gegenüber Luft oder eine entsprechende andere physikalische Größe, z. B. den Kohlensäuregehalt der Rauchgase, anzeigt.

Das aerodynamische Meßprinzip mit dem Ranarex-Apparat hat sich besonders schnell auf dem Gebiet der Rauchgasprüfung Geltung verschafft. Es gilt hier, die mit dem Kohlensäuregehalt der Rauchgase proportionalen geringen Dichteunterschiede festzustellen, und zwar kontinuierlich an weithin sichtbarer Skala durch einen widerstandsfähigen Apparat, der also mit hinreichenden Meßkräften arbeiten muß. Im Gegensatz zu den Methoden, die mit periodischen chemischen Analysen arbeiten, wird es möglich, eine kontinuierliche Anzeige durchzuführen, nach der der Heizer seine Maßnahmen trifft. Besonders wichtig ist ferner das Fehlen einer eigentlichen Reaktionszeit beim Ranarex-Apparat. Ein Ventilator, der mit dem Treiber verbunden ist, sorgt laufend für Erneuerung des zu messenden Gases. Die Geschwindigkeiten, mit denen das Gas aber neu zutritt, sind verschwindend klein gegenüber der Bewegungsgeschwindigkeit des Gases im aerodynamischen Drehfeld.

Die widerstandsfähige Ausführung des Apparates macht es möglich, außer bei Dampfkesseln für verschiedene Brennstoffe die Rauchgasprüfung für Schmelz-, Glüh-, Schmiede- und Walzwerköfen, sowie für Retortenbeheizung von Gasanstalten mit Vorteil durchzuführen. Es können ebenso Brennprozesse kontrolliert werden, bei denen sich aus dem gebrannten Gut selbst Gase entwickeln, wie z. B. Kalk- und Zementöfen. Aber nicht nur für die Rauchgasprüfung allein kann die Dichtemessung mit dem Ranarex als Maßstab dienen. Mit bestem Erfolg ist es gelungen, die bisher kaum feststellbare Feuchtigkeit von Trockenprozessen zu messen, und die chemische Industrie beginnt, eine Reihe weiterer Prozesse durch Gasdichtemessung zu kontrollieren und zu beeinflussen. So wirken aerodynamische Erkenntnisse fördernd auf andere Gebiete der Technik.

Planmäßige Werkstattausbildung.

Von R. Harm.

In den letzten Jahren hat der Deutsche Ausschuß für Technisches Schulwesen, der, 1908 von Männern der Industrie und der wissenschaftlichen Verbände gegründet, in engster Verbindung mit der Schule die beste Heranbildung des technischen Nachwuchses sich zur Aufgabe macht, nach erheblichen Vorarbeiten ein großes Werk begonnen und teilweise bereits durchgeführt, das allen Kreisen der Technik zugute kommen kann und auf das hierdurch die Aufmerksamkeit der der Luftfahrt nahestehenden Kreise kurz gelenkt werden möchte. Es handelt sich um die bessere Ausbildung der Facharbeiter und Ingenieure nach der Seite der betrieblichen Fertigung. Gerade hier im Luftfahrtwesen, wo geschickte Formgebung, genaueste Anfertigung und durchdachteste praktische Anwendung in engsten Zusammenhang gebracht werden müssen, dürfte ein näheres Studium dieser Bestrebungen, das durch diese Zeilen angeregt werden soll, die besten Früchte zeitigen.

Die sog. Lehrgänge des DATSCH machen es sich zur Aufgabe, all die Einzelheiten der zweckmäßigen Herstellung moderner Maschinenteile in der Form mustergültiger normgemäßer Zeichnungen, verbunden mit kurzen, stichwortartigem Begleittext, festzulegen. Gerade diese Fertigungsmethoden wurden bis noch vor kurzem vielfach nur recht oberflächlich niedergelegt, oft war das Wichtigste dem Ermessen des betreffenden Facharbeiters überlassen. Die moderne wissenschaftliche Fertigung, die durch die Arbeiten Taylors einen mächtigen Impuls erhielt, bemüht sich demgegenüber, gerade in die grundlegenden Elementarvorgänge der Fertigung durch ihr eingehendes Studium Klarheit hineinzubringen und sie durch wissenschaftliches Durchdenken in nachdrücklicher Weise zu fördern. Der Vorzug dieser DATSCH-Lehrgänge besteht nun darin, daß sie erstmalig in planmäßiger Weise alles das zusammenfassend niederlegen, was ein vielseitigst ausgebildeter Fachmann sich mit der Zeit erarbeiten muß. Durch diese erstmalige dokumentarische Festlegung umfassender Betriebserfahrungen auf einem bestimmten Berufsgebiet — z. B. Maschinenbauer, Schlosser, Modelltischler, Former, Mechaniker usw. — ist es dann möglich, dieses unerläßliche praktische Wissen von der Fertigung in Schule und Praxis weitmöglichst zu verbreiten. Das ist für alle am Bau oder an der Verwendung der fertigen Erzeugnisse Interessierten von höchstem Werte; wie oft führt mangelnde Kenntnis in den Fertigungsverfahren noch heute zu ungeeigneten, verteuernden oder gar unmöglichen Konstruktionen! Erst nach solcher schriftlichen Festlegung des bisher vielfach nur mündlich Überlieferten kann eine weitgehende fördernde Kritik in bezug auf Konstruktion und Anfertigung seitens aller Interessenten und Fachleute durchgeführt werden, die sich binnen kurzem in erheblichen Fortschritten auf dem betreffenden Fachgebiet auswirken wird.

Es sei gestattet, hier kurz auf den Aufbau der bisher geschaffenen Lehrgänge einzugehen. Jeder Lehrgang behandelt eine einzige Berufsrichtung, z. B. Maschinenbauer, und ist in opfervoller Gemeinschaftsarbeit von führenden Werken der Industrie und erfahrenen Schulfachmännern in Verbindung mit der Geschäftsstelle des DATSCH entstanden. Hier haben also alle wesentlichen Faktoren mitgewirkt; auch die pädagogischen Grundsätze des Aufsteigens vom Leichten zum Schweren, der Abwechselung in den handwerklichen Arbeiten zur Vermeidung von Ermüdung, der steten Wieder-

Digitized by Google

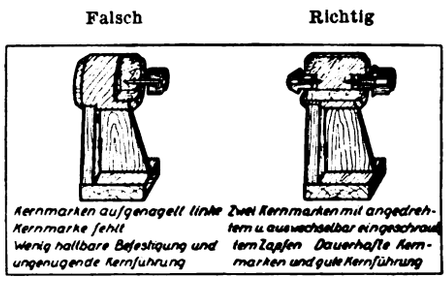


Abb. 1. Modelltischlerei, Tafel Gm.

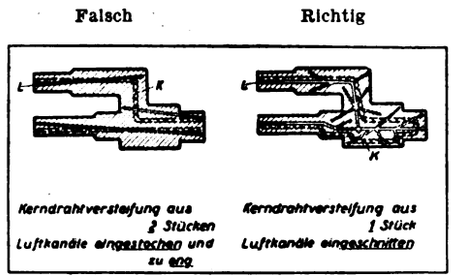


Abb. 2. Kernmacherei, Tafel Gk.

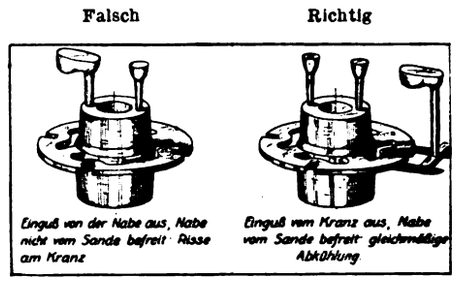
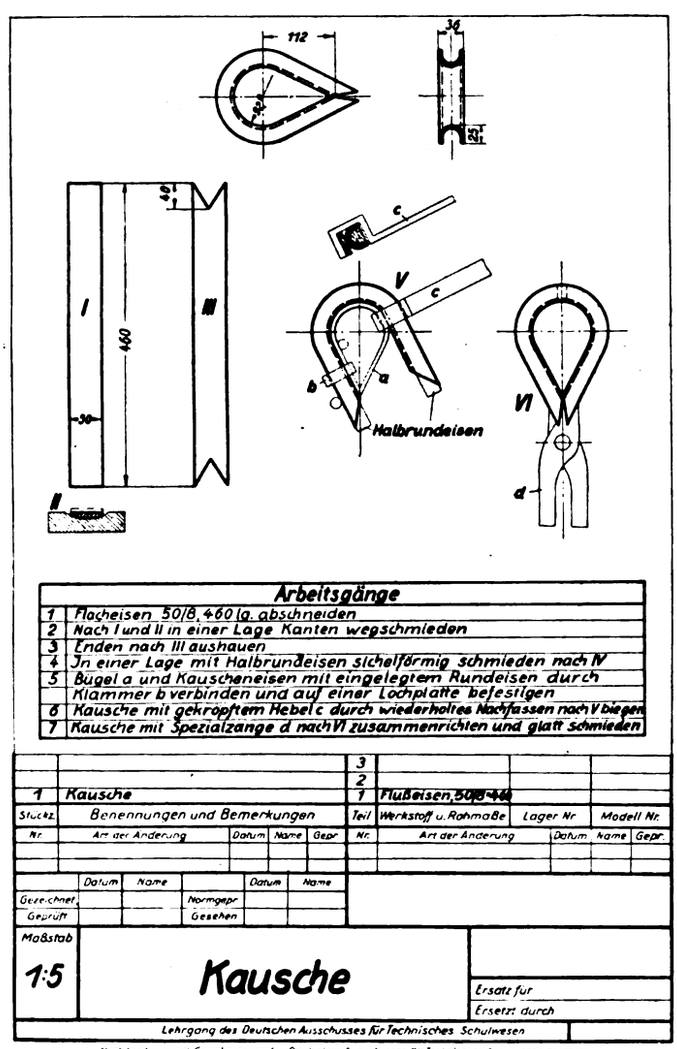


Abb. 3. Formerei u. Gießerei, Tafel Gf.

holung der schwierigeren Tätigkeiten, sind ganz besonders beachtet worden. So entstand und entsteht allmählich eine in sich abgeschlossene Reihe mustergültiger Lehrgangszeichnungen, die sozusagen eine erschöpfende Ideallehre für den Maschinenbauer, Schlosser, Modelltischler usw. darstellt, und jedem Facharbeiter und Ingenieur, der Praxis und der Schule, zur Wiederholung des seinerzeit Gelernten oder zur Ausfüllung vorhandener Lücken in den praktischen Kenntnissen von größtem Nutzen sein kann. Solcher Sammlung von meist über hundert folgerichtigen Werkzeichnungen



Nachdruck nur mit Genehmigung des Deutschen Ausschusses für Technisches Schulwesen gestattet.

Abb. 4.

(Lehrzeichnungen), die in einer Mappe zum Versand gelangen und behufs Vervielfältigungsmöglichkeit für die Werkstatt auf lichtdurchlässigem Papier gedruckt sind, werden zwei Druckschriften beigegeben. Die erste, der Lehrgang, enthält alles Wissenswerte über die Verwendung der Arbeiten für den Unterrichtsleiter, den Praktikanten, überhaupt jeden technisch Vorwärtsstrebenden. Die zweite Druckschrift, der Lehrplan, dient dem auf dieser planmäßigen praktischen Ausbildung aufbauenden Unterricht; sie gibt daher dem berufskundlichen Fachlehrer eine bis ins Einzelne gehende Einteilung des durchzunehmenden Stoffes mit starker Berücksichtigung der praktischen Erfahrungen des zu Unterweisenden. Für schwierigere Lehrgänge, insbesondere für diejenigen, die der unterrichtlichen Behandlung bisher noch nicht erschlossen waren, wird noch eine weitere handliche Druckschrift »Erläuterungen« hinzugefügt werden, um den fachlichen Erfahrungs- und Wissensstoff besser und schneller in den Schulbetrieb und in das allgemeine Fachgebiet einzuführen.

Das hier in Abb. 4 beigegebene Beispiel solcher Lehrgangszeichnung in verkleinerter Darstellung soll nur Zeugnis geben von der Art und der Gründlichkeit der Stoffbehandlung. Sie werden allen Fachkundigen erkennen lassen, welcher gewaltige Erfahrungsstoff in zurzeit etwa 700 Zeichnungen hier erstmalig seinen Niederschlag gefunden hat, und zum tieferen Eindringen in diese von der Geschäftsstelle des DATSCH vertriebenen Arbeiten[1]) hinlenken. Die ersten 3 Abbildungen sind den die Lehrgänge ergänzenden DATSCH-Lehrtafeln entnommen.

Der Gedanke drängt sich unwillkürlich auf, daß der junge, aber notwendigerweise tiefschürfende, in dieser Zeitschrift behandelte Zweig der Technik, das Luftfahrtwesen, von solchen Arbeiten den größten Vorteil ziehen müßte. Auch andere Sondergebiete, die den bisher geschaffenen maschinenbaulichen Lehrgängen sachlich fernerstehen, beginnen bereits sich dieser im DATSCH erarbeiteten hochstehenden Methode zu bedienen.

Bücherbesprechung.

Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Unter Mitwirkung von Dr.-Ing. Dr. phil. C. Wieselsberger und Dipl.-Ing. Dr. phil. A. Betz herausgegeben von Dr.-Ing. e. h. Dr. phil. L. Prandtl, o. Professor an der Universität Göttingen.

I. Lieferung, mit einer Beschreibung der Anstalt und ihrer Einrichtungen und einer Einführung in die Lehre vom Luftwiderstand. 2. Auflage (Neudruck). München und Berlin 1923, R. Oldenbourg. Gr. 8°. IV und 140 S., mit 291 Abb. und 2 Taf. Preis geh. GM. 7.

II. Lieferung. München und Berlin 1923, R. Oldenbourg. Gr. 8°. IV und 80 S., mit 101 Abb. im Text. Preis geh. GM. 6.

Luftfahrt und Technik begegnen sich am augenfälligsten in der Strömungslehre. Kein Wunder daher, daß Prandtls Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen nicht erst seit dem Zusammenbruch von Reich und Volk, Luftfahrt und Wirtschaft, sondern im Grunde genommen bereits seit ihrem Bestehen neben ihren eigentlichen Luftfahrtforschungen auch die Bedürfnisse der übrigen Technik, vor allem der Fahrzeugindustrie, aber auch der Bauingenieure und manch anderer, nie aus den Augen verlor. Heute ist sie in größtem Ausmaß tätig, die luftfahrtechnischen Strömungsmessungen, -rechnungen und die Folgerungen daraus weitesten Kreisen dienstbar zu machen. Da können denn die Veröffentlichungen der Anstalt auf einen größeren Leserkreis rechnen als die rein flugtechnische Literatur.

In der Tat ist die erste Lieferung der »Ergebnisse« (s. unseren Bericht ZFM 12, Heft 17 vom 15. September 1921, S. 266) mit zahlreichen vorher nicht veröffentlichten Messungen, einer Beschreibung der Anstalt, ihrer Meßeinrichtungen und -verfahren, auch einer Einführung in die Strömungslehre bereits vergriffen, so daß ein Neudruck nötig war, in dem nur einige Druckfehler ausgemerzt wurden.

Die zweite Lieferung bringt nun eine Reihe weiterer Ergebnisse, die »größtenteils schon mehr als ein Jahr zurück« liegen — die wirtschaftliche Lage war schuld daran.

[1]) Sämtliche Arbeiten sind von der Geschäftsstelle des Deutschen Ausschusses für Technisches Schulwesen, Berlin NW 7, Sommerstraße 4a, zu beziehen. Die Besichtigung der Arbeiten und Modelle ist Interessenten gern gestattet, ebenso wird auf Anfordern das Verlagsverzeichnis jederzeit kostenlos zugesandt.

Digitized by Google

Für eine dritte Lieferung, die bald erscheinen soll, ist bereits Stoff gesammelt; bis dahin bietet die zweite genug des Bemerkens- und Merkenswerten: Der scheinbar rein luftfahrtechnische Inhalt hat weit über unser engeres Fachgebiet hinaus Bedeutung. Das lehrt am besten eine kurze Inhaltsangabe; über die Einzelheiten der Versuchsergebnisse soll in der »Luftfahrtrundschau« (Luru) am Schluß dieses und des nächsten Heftes im Auszug berichtet werden.

Nach einer Beschreibung des »kleinen« Windkanals und der Meßeinrichtungen für Geschwindigkeitsverteilungen mit Staurohr und aufzeichnendem Druckmesser für den großen Luftstrom, wie des Raucherzeugers zum Sichtbarmachen von Strömungen durch Salmiakfäden folgt eine theoretische Abhandlung über den »Randwiderstand« von Mehrdeckern, die sich an Prandtls Darstellung in den TB III, Heft 7, S. 309 bis 315, anlehnt. Ganz am Ende findet sich eine Fortsetzung des umfangreichen Literaturverzeichnisses aus der ersten Lieferung — die »offiziösen« Veröffentlichungen des Göttinger Kreises umfassen allein schon 64 Nummern! — und einige Druckfehler der ersten Lieferung. Dazu, von S. 17 bis 79, finden sich in 12 verschiedenen Abschnitten die Versuchsergebnisse, deren Titel wir — eine bessere Empfehlung für das köstliche Heft gibt es nicht! — hier folgen lassen:

1. Experimentelle Prüfung der Berichtigungsformel für Flügel von großer Spannweite im Luftstrahl der Versuchsanstalt.
2. Untersuchung über den Einfluß der Aufhängungsorgane auf die Modellmessungen.
3. Versuche über den Luftwiderstand gerundeter und kantiger Körper;
   a) Der Widerstand von Zylindern,
   b) Der Widerstand von Kugeln, Ellipsoiden und Scheiben,
   c) Der Widerstand verschiedener Körper.
4. Experimentelle Prüfung der aus der Mehrdeckertheorie folgenden Umrechnungsformen für Doppeldecker.
5. Der Einfluß der Erdbodennähe auf den Flugwiderstand.
6. Messung der Druckverteilung an drei Eindeckerflächen und an einem Doppeldecker;
   a) Eindecker,
   b) Doppeldecker.
7. Messungen an Tragwerken mit Pfeilstellung und Verwindung.
8. Untersuchungen über Tragflügel mit unterteiltem Profil;
   a) Flügel mit einfacher Unterteilung,
   b) Flügel mit mehrfacher Unterteilung.
9. Untersuchung eines Wasserflugzeugmodells.
10. Luftkräfte auf einen Stromlinienkörper mit rundem und quadratischem Querschnitt bei Schrägstellung.
11. Aufnahmen mit dem selbstaufzeichnenden Druckschreiber;
    a) Versuche über die Ausbreitung eines freien Strahles,
    b) Geschwindigkeits- und Druckverteilung hinter Widerstandskörpern.
12. Strömungsaufnahmen.

Everling.

Dieselmaschinen. Vorträge (von Nägel, Nusselt, Neumann, Riehm, Alt, Schultz und Geiger) auf der Dieselmotorentagung, Juni 1923 in Berlin. Verlag Verein deutscher Ingenieure 1923. Preis GM. 5.

Die durchweg hoch bedeutenden Vorträge, die auf der Dieselmotorentagung 1923 in Berlin gehalten und in der Z. d. V. d. I. veröffentlicht wurden, sind hier in einem Sonderheft von 70 S. unter teilweiser Erweiterung des Stoffes vereinigt.

Für den Flugmotorenbau mögen die hier behandelten Probleme teilweise noch fern liegen, Tatsache ist aber, daß jeder Konstrukteur und jeder Forscher auf dem Gebiete der Verbrennungsmotoren hier eine Fülle von Anregungen erhalten kann. Vor allem sei auf den geistreichen Hauptvortrag: Die Dieselmaschine der Gegenwart von Nägel hingewiesen, der die Hälfte des Heftes ausmacht und schon durch seine 133 Abb. dartut, welch eine Arbeit, Erfahrung, Wissenschaftlichkeit und Erfindungsgabe in der Dieselmotorentechnik steckt, deren Fortschritte in der Hauptsache doch von deutschen Ingenieuren betätigt wurden. Es wäre bedauerlich, wenn wir auf anderen Gebieten des Verbrennungsmotorenbaus nicht gleich gründlich und erfolgreich vorgehen könnten. Auch den Fachgenossen, die bereits in der Z. d. V. die Aufsätze gelesen haben, sei die Beschaffung des handlichen Sonderauszuges empfohlen, der uns bei allen möglichen Problemen der Verbrennungsmotorentechnik einen wertvollen Fingerzeig geben kann. Das Werk bedeutet einen Markstein in der Entwicklung des Dieselmotorenbaues.

(Ganz nebenbei sei nur bemerkt, daß wir ebenso wenig wie beim Flugmotor, der keine Flugmaschine ist, beim Fahrzeugmotor und beim Elektromotor den technisch bestimmteren Ausdruck Dieselmotor zugunsten des allgemeinen Ausdruckes Dieselmaschine aufgeben sollten.)

Kutzbach.

Der Rechtsbeistand des Erfinders und Urhebers. (Handbuch für Patent-Musterschutz-, Warenzeichen- und Urheberrecht.) Von Ing. F. Lachmann Regierungsinspektor im Reichspatentamt. Nordhausen 1923. Verlag Heinrich Killinger (Kompaß-Bücherei, Reihe A, Nr. 10). 8°. 72 S.

Unter den vielen Büchlein »Wie spare ich einen Patentanwalt?« — der Berichter ist keiner! — eines aus bester Quelle, zugleich ein Leitfaden für den Unterricht über gewerblichen Schutz in Fachschulen. Statt die Gesetze wörtlich wiederzugeben, hat der Verfasser ihren Inhalt klar und übersichtlich zusammengestellt und vor allem auf die praktischen Einzelheiten des Verkehrs mit dem Patentamt Wert gelegt. Das Formale steht im Vordergrund; z. B. fehlt in der ausführlichen Darstellung des Gebrauchsmusterschutzes ein Hinweis auf das Verhältnis von Schutzumfang und Anmeldung im Gegensatz zum Patent.

Hervorgehoben seien das reiche Sachverzeichnis und die vielen Muster für Anträge und Eingaben.

—g.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [01] und laufende Nummer [01 usw.].

Literatur. Die »Österreichische Flugzeitschrift«, später »Der Flug«, mit den »Mitteilungen des Oesterreichischen Aeroklubs« wird fortgesetzt durch die Zeitschrift »Flugzeug und Yacht«, die am 15. jeden Monats erscheinen soll und das Amtsblatt der österreichischen Segelflugwoche ist. Verlag Wien I, Elisabethstr. 3. — Flugzeug und Yacht, Jahrgang 1923, Nr. 1 vom Oktober, 26 S. Aufsätze mit Lichtbildern; Jahrgang 1924, Nr. 1 vom Januar, 24 S. Aufsätze mit Lichtbildern und Strichzeichnungen. *E.* 40101.

Literatur. Eine Amerikanische Zeitschriftenschau für das Gebiet des Kraft- und Luftfahrwesens sind die »Automotive Abstracts«, herausgegeben von *John Younger* im Verlage der Automotive Abstracts Co., 309 Caxton Building, Cleveland, Ohio. Unter den Mitarbeitern finden sich Professor *Alexander Klemin* und Dr.-Ing. *Georg Madelung*. Das Blatt zieht etwa 40 amerikanische und englische Zeitschriften aus, nach den Gesichtspunkten:

Ganze Fahrzeuge: Personenwagen, Lastwagen, Omnibusse, Triebwagen, Flugzeuge.
Einzelteile: Motor und Zubehör, Kupplung, Getriebe usw., Achsen, Bremse, Steuerung, Schmierung und Lager, Karosserien, Rümpfe.
Baustoffe: Metalle, Holz- und Webwaren, Öle und Anstriche.
Verkehr: Organisation, Wirtschaftlichkeit.
Lohn- und Geldwesen.
Herstellung: Verfahren, Wirtschaftlichkeit, Organisation.
Wartung: Verfahren, Organisation.

Außer den kürzeren oder längeren Berichten enthalten die Hefte noch kleine Übersichten. Von Januar ab sollen auch »alle wichtigen europäischen Zeitschriften bearbeitet werden«. — Automotive Abstracts 1, Nr. 2, November 1923, S. 1 bis 32 (vier zweiteilige Sp. Monatsübersicht, 63 dreiteilige Sp. Berichte, 1 Strichabbildung.) *E.* 40102.

Strömung. Englisches Tropfenauto. Wie der North-Lucas-Wagen ist auch das neue Fahrzeug der Plycar Co. eine »Konstruktion à la Rumpler«, sogar noch mehr als jener, da der Vierzylindermotor mit paarweise gegenüberliegenden Zylindern hinten liegt; Kühler im Vorderteil; Karosserieaufbau ragt über den Stromlinienkörper hinaus. In seinem Windschatten befindet sich außerhalb (!) der Benzinbehälter, der also über dem Motor liegt. Räder außerhalb des Fahrzeuges, von großen runden Kotflügeln umfaßt. — *Hfm.*, Ein neues englisches Tropfenauto, Automobil-, Motorrad- und Flugverkehr 6, Nr. 2, vom Januar 1924, S. 30 (½ Sp., 1 Strichzeichnung des Plycar-Wagens). Über den North-Lucas-Wagen vgl. ebenda 5, Nr. 3, 1923. *E.* 40103.

Digitized by Google

Strömung. Windkräfte sind unregelmäßig. Das Verhältnis der infolgedessen aufzuspeichernden Leistung zur Dauerleistung ist die »Unbeständigkeitsziffer«. Speichern kann man das zu bearbeitende und das bearbeitete Gut, den erzeugten Strom usw.; das wird am besten dem Verbraucher überlassen; Strompreise der »Zentrale« sollten bei steigender Windstärke selbsttätig verbilligt werden.

Windkraftmaschinen sind nicht auf Wirkungsgrad, sondern auf geringe Aufstellungs- und Unterhaltungskosten zu bauen, auch die Dynamo ist diesem Gesichtspunkt anzupassen. Gegenüber dem Segelschiff ist der ausgenutzte Windquerschnitt sehr gering. Windräder besonderer Bauarten haben meist senkrechte Achse, um von der Windrichtung unabhängig zu sein, »eine Eigenschaft, die uns nur dann interessiert, wenn die Maschine dadurch billiger wird« (aber die Dauer der Ausnutzung gerichteter Anlagen und ihre höhere »Unbeständigkeitsziffer«!? D. Ber.).

Größere Einheiten mit höherer Wirtschaftlichkeit wären als »Maschinen mit wagerechter und quer zur Windrichtung liegender Welle zu konstruieren, die bewegliche Schuppen besitzen (!)«, also Räder nach Jacson oder Beatson, aber mit liegender Welle. Der Bau liegt »mehr auf dem Gebiete der Flugzeug- als der Maschinenindustrie«. — P. v. d. Sterr; Windkraft: ZVDI 68, Nr. 5 vom 2. Februar 1924, S. 106 bis 108 (5 Sp., 1 Schaubild, 6 Skizzen von Windturbinensonderbauarten). *E.* 40104.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Was ist und was will die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt?

Die »Rentenmark« allein tut's nicht. In den Knochen seiner Söhne muß Deutschland das Mark haben, das ihnen wieder mal Renten sichern soll. Harte zähe Arbeit auf allen Gebieten muß wieder herbeischaffen, was durch eigenes Verschulden und fremde Mißgunst verloren gegangen — mit jener Liebe zur Arbeit und jenem Ernst der Arbeit verrichtet, der allzeit die Deutschen ausgezeichnet hat, dieses Volk nicht nur der »Dichter und Denker«, sondern und vor allem auch der tüchtigen Arbeiter.

Was war doch von jeher das Eigentümliche dieser Arbeitsweise, die den Deutschen zu jenem gefürchteten, angeblich rasch die Welt erobernden und deshalb notwendigerweise niederzuschlagenden Wettbewerber gemacht hat? Fleiß und Beharrlichkeit im Vollbringen des Tagewerkes, in der praktischen Betätigung gab es auch anderswo. Und nur chauvinistische Beschränktheit könnte glauben, oder glauben machen wollen, daß bei anderen Völkern nicht gleichfalls die Wissenschaft Pflege findet und reiche Früchte trägt. Nicht aber ist es nationalistischer Dünkel, nicht eitele Selbstbespiegelung, wenn wir sagen: nirgendwo ist in der Verknüpfung beider, in der Durchdringung der praktischen Arbeit mit dem Geiste und den Resultaten wissenschaftlicher Forschung, in der ständigen befruchtenden Wechselwirkung von »Theorie und Industrie« so Vollendetes geleistet worden wie in Deutschland. Das gibt alle Welt, ob willig oder zögernd, zu.

Wie der Einzelmensch vor allem dadurch emporkommt, daß er angeborene Begabung, das ihm besonders Eignende an Fähigkeit und Tüchtigkeit entwickelt, so auch ein ganzes Volk. Es wäre müßig nachweisen zu wollen — und es wäre auch im Grunde gleichgültig! —, daß die Fliegekunst mit dem Segelflugzeug von Otto Lilienthal beginnt, oder das Zeppelinsche Luftschiff das erste gewesen, welches große Resultate gezeitigt: andere werden stets behaupten, die Brüder Wright hätten zuerst wirklich geflogen, und die Krebs und Kenard'sche »Patrie« hätte doch schon die erste geschlossene Luftreise vollbracht. Und auf der anderen Seite findet deutsche aerodynamische Forschung, wie erstrangig und vielfach bahnbrechend sie auch anerkannterweise ist, ihresgleichen in so manchen wissenschaftlichen Leistungen englischer, amerikanischer und französischer Forschungsstätten. Spezifisch deutsch ist aber hier wiederum die Verbindung beider Gebiete: das von der Theorie angegebene und überdachte Experiment und der Niederschlag seiner Ergebnisse in Konstruktion und Bau der Luftfahrzeuge, mit dauernder Rückwirkung auf die Problemstellung der Wissenschaft.

Solche wechselseitige Befruchtung, solches Miteinander-, nicht Nebeneinander-Arbeiten ist aber stetig und anhaltend nur durchzuführen, wenn es einen festen Organismus gibt, der sich dieser verknüpfenden Tätigkeit widmet.

Dieser Organismus ist eben die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt (WGL).

Der Hochschullehrer und der Ingenieur, der Aerodynamiker und der Flugzeugbauer, der Physiker und der Instrumentenkonstrukteur, hier kommen sie zusammen, befragen sich und beratschlagen, stellen Probleme auf und vergleichen die Lösungen, billigen und verwerfen sie: und ziehen an einem Strange, oder fechten einen an Ergebnissen fast stets reichen Kampf der Meinungen aus. Man werfe einen Blick in die Zeitschrift der Gesellschaft (ZFM), in ihre Jahrbücher oder »Berichte und Abhandlungen der WGL«, man höre sich die Vorträge und Aussprachen in den großen »Jahresversammlungen« und den allmonatlichen »Sprechabenden« an, man beobachte das vielfach produktive Leben in den »Unterausschüssen«, man beachte die Mitwirkung der WGL an den gemeinschaftlichen Bestrebungen verwandter wissenschaftlich-technischer Gruppen, — und dem Unbefangenen muß sich der Eindruck aufdrängen: hier ist ein Lebensnerv der deutschen Luftfahrt gegeben, der durch ein andersartiges Gebilde nicht zu ersetzen wäre. Ein wahrer Nerv, wie ihn der Physiologe jedem lebendigen Organismus unentbehrlich weiß: denn auch er versieht geradezu und im wörtlichsten Sinne die Funktion des wahren Nervenstranges, das Bindeglied zu sein zwischen dem Geistigen und Körperlichen, den Impuls des ersteren auf die ausführenden Organe des letzteren zu übertragen.

Diesen Lebensnerv der deutschen Luftfahrt zu erhalten, ja zu kräftigem und gedeihlichem Wachstum zu bringen, gilt es jetzt. Nicht kann dies geschehen in lauem Geschehenlassen, nicht durch mit dem Kopfe nicken und mit allem einverstanden sein. Nein: es heißt mitschaffen und Opfer bringen, Opfer an Zeit und an Arbeitskraft und materiellem Gut. Es heißt für uns alle, die wir in der WGL sind, stets zu kommen, wenn wir gerufen werden, und brav zahlen; es heißt schaffen und forschen und rechnen und schreiben; es heißt von der WGL erzählen und unermüdlich wirken, um ihr den Zufluß neuer Mittel und frischer Arbeitskräfte zu sichern.

Das müssen wir alle geloben!
Das müssen wir aber auch alle halten!

A. Berson.

1. Die **XIII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung** der WGL soll voraussichtlich Anfang September im Anschluß an die Rhön in Frankfurt a. M. stattfinden. Es wird gebeten, schon jetzt mit der Anmeldung von Vorträgen zu beginnen.

2. Der nächste **Flugtechnische Sprechabend** findet am Freitag, den 14. März 1924, nachmittags 7 Uhr, im Großen Saal des Flugverbandhauses, Berlin W 35, Blumeshof 17/II, statt. Professor Meldau aus Bremen spricht über das Thema: »Der Kompaß im Luftfahrzeug. — Folgerungen aus der Entwicklung des Seekompaßwesens nach Theorie und Praxis« mit Lichtbildern.

3. Nächste Sitzung des **Ausschusses für Technische Mechanik** (ATM) des BBVDI im Hörsaal 158 (Hauptgebäude) der Technischen Hochschule, nachm. 5^{15}: 24. März, Professor Dr. W. Hort, Schwingungen von Stäben und Platten.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen. Gäste sind willkommen.

Weitere Vortragsanmeldungen sind erwünscht und werden erbeten an den Obmann, Professor Dr.-Ing. H. Reißner, Technische Hochschule, Fernruf Wilhelm 2451, oder an den Schriftführer, Professor Dr. E. Everling, Cöpenick, Lindenstr. 10, Fernruf Cöpenick 543.

4. Trotz unserer mehrfachen Aufforderungen ist noch weitaus **der größte Teil unserer Mitglieder mit den Beiträgen für 1924,** zum Teil auch sogar für 1923, **im Rückstand** geblieben. Wir sind natürlich außerstande, säumigen Zahlern unsere Zeitschriften weiterzuliefern. Wer also die ZFM und den Luftweg pünktlich erhalten will, wird gebeten, auch **seine Beiträge pünktlich** einzusenden. (Ordentliche Mitglieder monatlich GM. 2, außerordentliche GM. 6.) Postscheckkonto Berlin 22 844.

5. **Adressenänderungen** bitten wir **dem Verlag Oldenbourg, München, sofort mitzuteilen.**

Der Geschäftsführer: Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

APR 29 1924

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

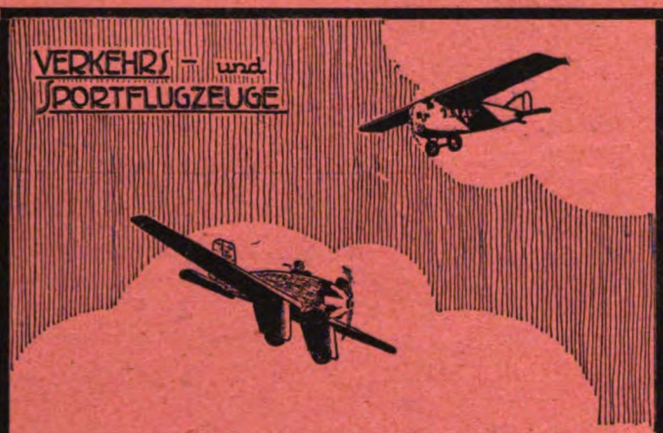
Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

5. u. 6. Heft | **München, 26. März 1924** | **15. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google



Unsere neuesten Typen

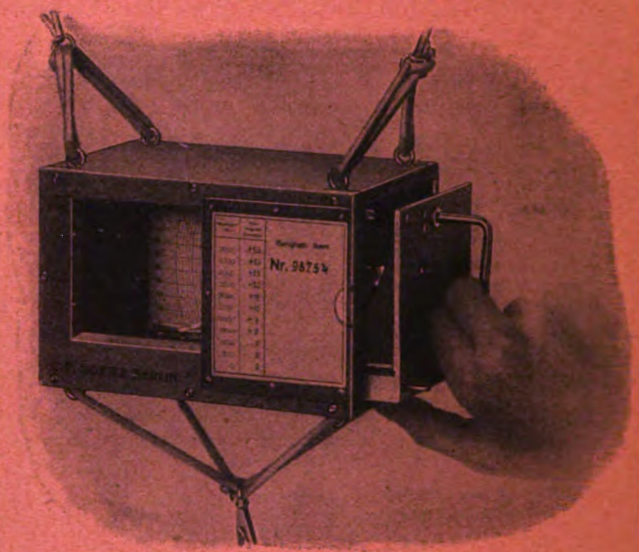
L. 58. Siebensitziges Verkehrsflugzeug
L. 59. Sporteinsitzer mit 55 PS Siemensmotor
L. 60. Sportzweisitzer mit 80 PS Siemensmotor
EL. 9. Schulflugzeug mit 80 PS Siemensmotor

Verlangen Sie Prospekte

ALBATROSWERKE A.-G. BERLIN-JOHANNISTHAL

GOERZ

Höhenmesser, Höhenschreiber, Neigungsmesser sowie andere Flugtechnische Meßinstrumente



Prospekte kostenlos

Opt. Anstalt C. P. GOERZ A.-G.
Berlin-Friedenau 203 (23)

FLUGZEUGWERKE TOVÁRNA LETADEL

„AERO" PRAG VII 799

Moderne Heeresflugzeuge aller Systeme.
Verkehrsflugzeuge für Reise u. Transportzwecke.
Fabrikation von Luftschrauben für alle Motorentypen.

Lieferantin in- und ausländischer Heeresverwaltungen
Erste Wettbewerbspreise.
Überbaute Fabriksfläche 4300 qm.
Arbeiterzahl: 250

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

5. u. 6. Heft | 26. März 1924 | 15. Jahrgang

Die Tragik des Luftschiffes.[1]

Eine Anklage.

Von D. Engberding.

Eine tiefe Tragik liegt über der Geschichte der Luftschiffahrt der letzten Jahre.

Seit sich die Menschen mit der Eroberung der Luft beschäftigen, stritten die beiden Systeme »leichter und schwerer als die Luft« um den Vorrang. Uns Deutschen zeigte die Entwicklung im Kriege, daß beide, Luftschiff und Flugzeug, in gleicher Weise ihre Daseinsberechtigung hatten und lebens- und entwicklungsfähig waren. Immer deutlicher wurde auch die besondere Eignung jedes der beiden für ganz bestimmte Gebiete des Verkehrs und der Kriegstechnik.

Auf die Entwicklung, die das Flugzeug bisher genommen hat, soll an dieser Stelle nicht näher eingegangen werden.

Was wurde aber aus dem Luftschiff?

Menschlicher Unverstand, Haß und Konkurrenzneid unserer Feinde haben es fertig gebracht, in den letzten fünf Jahren nicht nur einen gewaltigen Stillstand, sondern, ganz objektiv betrachtet, sogar einen Rückschritt in der Entwicklung eines schließlich doch nicht aufzuhaltenden Kulturfortschrittes herbeizuführen.

Als der Weltkrieg beendigt war, hatte sich der Bau von Starrluftschiffen in Deutschland zu ungeahnter stolzer Höhe entwickelt, und zwar als Monopol Deutschlands. Bei dem allgemeinen Hochstande der Technik auf der ganzen Welt mag es sonderbar erscheinen, daß nicht auch die übrigen Völker die gleich hohen Leistungen erzielen konnten. Aber die Tatsache, über deren innere Ursache wir uns hier nicht auseinanderzusetzen brauchen, steht nun einmal fest; ja, die weitere Entwicklung nach dem Kriege hat darüber hinaus sogar gezeigt, daß auch heute noch an dem damaligen Zustande recht wenig geändert ist.

Wenn die Entente durch rigorose Bestimmungen, die uns noch nachträglich wider alles Recht aufgezwungen wurden, die Möglichkeit der Weiterentwicklung des Luftschiffwesens in Deutschland zu verhindern suchte, so bildete sie sich dabei offensichtlich ein, daß sie nur das in Deutschland entstandene hochwertige Produkt zu nehmen und nachzubauen brauche, um damit unter Ausschaltung des lästigen deutschen Konkurrenten auch selber die ersehnten Erfolge auf dem Gebiete des Kriegs- und Handelsluftschiffbaues und Verkehres zu erzielen.

Das war ein Irrtum! Was kommen mußte, geschah. Überhebung und Unfähigkeit wirkten zusammen, um nicht nur jede weitere Entwicklung des Luftschiffes aufzuhalten, sondern auch das bereits Bestehende zu zerstören.

Den Deutschen verboten die Feindstaaten den Bau großer Starrluftschiffe; sie selber aber verzichteten größtenteils auf eigene Baubetätigung. England und Amerika waren die einzigen, welche es versuchten, Starrluftschiffe zu konstruieren und in Bau zu nehmen; ersteres bisher mit fast völligem Mißerfolg, letzteres sich darauf beschränkend, zunächst ein deutsches Kriegsluftschiff aus der letzten Zeit des Krieges in genauer Kopie »nachzuempfinden« (scheinbar mit gutem Erfolge).

Als Gesamtergebnis aber nicht der geringste Fortschritt in fünf Jahren!

Zwangsläufig drängt sich dem Beobachter da der Vergleich auf mit der stürmischen und gewaltigen Entwicklung des Starrluftschiffes durch die Deutschen in dem gleichen Zeitraum von fünf Kriegsjahren. Hier Fortschritt, dort Stillstand!

Aber noch schlimmer! Deutschland mußte seine modernen Kriegsluftschiffe an die Entente ausliefern, welche sie auf die einzelnen größeren Staaten verteilte, die sie als willkommene Verstärkung ihrer Luftmacht betrachteten.

Doch unsere Feinde verstanden mit diesen Luftriesen nicht umzugehen. Einen nach dem anderen »brachten sie zur Strecke«; einen Blütenstrauß der verschiedensten Möglichkeiten zusammenstellend, wie man, auch weitab von den Gefahren des Krieges, ein Luftschiff gebrauchsunfähig machen konnte.

Als letztes war bis vor kurzem noch die »Dixmuiden« übrig, das frühere deutsche Marineluftschiff L 72, das jüngste und modernste Meisterwerk seiner deutschen Bauwerft.

Am 18. Dezember v. J. wurde die »Dixmuiden« mit etwa 50 Mann Besatzung nach einer mehrtägigen zu Rekordzwecken unternommenen Fahrt über der Sahara und dem Mittelmeer in der Nähe von Sizilien im Sturme restlos vernichtet! Über die näheren Begleitumstände dieser Katastrophe wird man wohl nie rechte Klarheit gewinnen, da jede Beobachtung über den Vorfall selbst (abgesehen von dürftigen vagen Behauptungen einiger sizilianischen Fischer über einen angeblichen Feuerschein am Himmel) fehlt und alle Mitfahrenden tot sind. Außer der Leiche des Kommandanten und ganz wenigen Bruchstücken des Schiffes, aus denen aber angeblich auch keinerlei Rückschlüsse gezogen werden könnten, hat man bisher merkwürdigerweise trotz aller Nachforschungen weder vom Schiff, noch von der übrigen Besatzung das geringste gefunden.

Was geht uns Deutsche diese Katastrophe eines feindlichen Kriegsluftschiffes an?

Wir haben keine Veranlassung, Frankreich etwa unser Beileid dazu auszusprechen, daß es eine wertvolle Kriegswaffe — denn das war dieses Schiff mitsamt seiner ausgebildeten Kriegsbesatzung — verloren hat, welches es uns als Kriegsbeute fortgenommen hatte und welches, wie wir doch nicht vergessen wollen, dazu bestimmt war, in einem eventuellen späteren Kriege einmal gegen uns verwandt zu werden bzw. zum mindesten eine ständige militärische Drohung gegen uns darstellte.

Wir haben auch keinen Grund, etwa aus der, vielen Deutschen eigenen Rührseligkeit und Gefühlsduselei heraus unser besonderes Mitgefühl mit den bei dieser Luftschiffkatastrophe zugrunde gegangenen feindlichen Militärpersonen auszusprechen in einer Zeit, wo mitten im sogenannten Frieden durch die brutale Willkür dieser selben Nation Hunderte von unschuldigen Deutschen im Ruhrgebiet ermordet und Tausende und Abertausende mißhandelt, gequält und eingekerkert wurden und noch heute eingekerkert sind! Wir haben nicht gehört, daß irgendein Volk der Erde, geschweige denn die schuldige Nation uns dazu ihr Mitgefühl ausgesprochen hätte, trotzdem es sich hier um die Vergewaltigung einer wehrlosen Zivilbevölkerung handelt.

Ebensowenig aber werden wir auf der anderen Seite etwa Hohn oder Befriedigung über diese Katastrophe empfinden, trotzdem der Gedanke sehr naheliegt, hier das Walten einer ausgleichenden gerechten Vorsehung zu erkennen.

Wir stehen diesen Vorgängen vielmehr durchaus kühl beobachtend als rein objektive Beurteiler gegenüber, wie es in der heutigen Zeit für uns Deutsche der einzig mögliche Standpunkt ist.

Und aus diesem Gesichtspunkte heraus können und müssen wir sagen, daß diese Katastrophe an sich im Interesse der Weiterentwicklung der Luftschiffahrt aufs höchste zu bedauern ist; daß sie aber nicht in der Natur der Sache begründet, sondern durchaus und allein auf menschliche Unfähigkeit und Überhebung zurückzuführen war.

Es mag auf den ersten Blick unnötig erscheinen, solche allgemeinen Gesichtspunkte in einem Artikel in einer wissenschaftlich-technischen Zeitschrift niederzulegen. Jch halte es aber gerade in diesem besonderen Falle für durchaus nötig, denn nur dann werden falsche Ansichten über die folgenden Darlegungen und die damit verknüpften Absichten vermieden werden, und nur dann werden meine Ausführungen vielleicht einen gewissen Erfolg für die Luftschiffahrt selbst haben können.

Es handelt sich bei dem Unglück der »Dixmuiden«, ebenso wie bei fast allen ähnlichen Unfällen der letzten Jahre, nicht um ein Versagen der Sache, sondern um die unnötige Folge menschlicher Unvollkommenheiten und Torheiten, welche die verantwortlichen Personen nachträglich mit mehr oder weniger Geschick und Erfolg zu vertuschen versuchten.

Hier gilt es hineinzuleuchten! Volle Klarheit ist nötig, um endlich einmal den verschleiernden Nebel zu zerstreuen, der von

[1] Anläßlich der Katastrophe des französischen Marineluftschiffes »Dixmuiden« am 18. Dezember v. J. haben wir zwei unserer hervorragendsten Luftschiffsachverständigen, Herrn Major a. D. Prof. Dr. v. Parseval und Herrn Marinebaurat Engberding, Direktor des Luftfahrzeugbaus Schütte-Lanz, gebeten, uns ihre Ansichten über die Ursachen des Unglücks und die daraus zu ziehenden Lehren mitzuteilen.

Wir bringen diese Artikel erst jetzt, weil wir gehofft hatten, (leider vergebens), daß der Bericht der französischen Untersuchungskommission in der Zwischenzeit veröffentlicht werden und ein gewisses Licht in die teilweise recht dunkle Angelegenheit bringen würde. Die Schriftleitung.

Digitized by Google

kleinlichen, die Verantwortung scheuenden Egoisten zum Schaden der Sache künstlich um all diese Geschehnisse gelegt worden ist.

Und das allein ist das Ziel, an dessen Erreichung wir deutschen Fachleute des Luftschiffwesens mitarbeiten wollen, soweit wir dazu auf Grund des uns zur Verfügung stehenden Materials in der Lage sind.

Der Luftschiffahrt wollen wir helfen!

Alle diese Katastrophen kamen uns ja nicht unerwartet. Wir haben gewarnt und immer wieder gewarnt. Vergeblich! Man vermutete im Auslande vielleicht — falls man überhaupt las, was irgend so ein Deutscher schrieb — hinter diesen Warnungen eigennützige Geschäftsinteressen. Man glaubte wohl, daß die Deutschen eben nur darüber empört wären, daß sie selber das »gute Geschäft« im Luftschiffbau nicht weiter machen könnten; man begriff eben nicht, daß Menschen, die ihre ganze Lebensaufgabe dareingesetzt hatten, das Luftschiffwesen mit seinen ungeahnten Zukunftsmöglichkeiten weiter zu entwickeln, soviel Objektivität aufzubringen wußten, um nur um der Sache willen sogar dem Feinde uneigennützige Ratschläge zu erteilen. Man ging mit souveräner Verachtung darüber hinweg. Man war sogar wahrscheinlich unangenehm davon berührt, daß der ja schon immer als Weltschulmeister bei den anderen Nationen unbeliebte Deutsche schon wieder einmal alles besser wissen wollte. Man wollte nicht hören.

Vor 2½ Jahren, im September 1921, schrieb ich gelegentlich einer Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt unter dem Eindruck der furchtbaren Katastrophe des in England für Amerika gebauten und bei einer Probefahrt infolge zu schwacher Konstruktion mit der ganzen Besatzung vernichteten Starrluftschiffes R 33 in einer Münchener Tageszeitung folgende Worte:

> »Dies Schiff wird nicht das letzte Opfer bleiben. Unweigerlich werden neue Unglücksfälle bei neuen Schiffen folgen, wenn die Völker nicht zur Besinnung kommen und logisch sich das zunutze machen, was Deutschland nun einmal unter eigenen schweren Opfern an Gut und Blut als Monopol seines Wissens und Könnens und seiner Erfahrungen sich errungen hat.
>
> Wir deutschen Fachleute warnen! Nicht aus Eigennutz! Sondern weil wir gelernt haben, auf diesem Gebiete weltwirtschaftlich zu denken. Bei jeder neuen Sache müssen Opfer gebracht werden; in der Luftfahrt sind genug gebracht! Weitere Opfer dürfen nur fallen, wenn damit neue Fortschritte erreicht werden, nicht aber, um ohne Vorteil für den allgemeinen Fortschritt eigensüchtige Interessen einzelner zu fördern.«

Im Laufe der nächsten Jahre haben andere deutsche Luftschiffsachverständige und ich gleichfalls bei allen möglichen Gelegenheiten öffentlich und durch private Beziehungen vor den verhängnisvollen, aber unausbleiblichen Folgen der Beiseiteschiebung Deutschlands auf diesem Gebiete zu warnen versucht. Immer wieder vergeblich. Und ich bin mir darüber klar, daß vielleicht auch der heutige Warnungsruf wieder ergebnislos verhallen wird!

Warum? Weil vielzuviel Ehrgeiz und Ruhmsucht, zuviel kleinliche Interessen einzelner Personen, welche das liebe Ich oder das noch liebere Geld über die Sache stellen, wie ein Bleigewicht sich an die Weiterentwicklung der Luftschiffahrt gehängt haben! Der unbefriedigte Ehrgeiz einzelner Personen und Völker konnte es nicht verwinden, daß Deutschland auf dem Gebiete des Starrluftschiffbaues eine Monopolstellung hatte, daß hier tüchtige Menschen in der Welt einzig dastehende Erfolge erzielt hatten. Man wollte diesen Deutschen zeigen, daß man sie nicht brauchte; man wollte ihnen beweisen, daß man das gleiche konnte. Es sah sich ja so leicht an; man hatte ja bereits das »Mittel zum Zweck«, das vollkommene Luftschiff. Man hatte ja nur nötig, sich in das warme Nest hineinzusetzen. Und diejenigen Persönlichkeiten im Auslande, die wirklich in der Hauptsache aus Liebe zur Sache und mit idealer Begeisterung unter Hintenansetzung der eigenen Person an das Luftschiffwesen herangingen, konnten sich oft genug nicht genügend durchsetzen. Auch sie hatten im übrigen wahrscheinlich zum größten Teil die Aufgabe unterschätzt und tun es wohl auch heute noch.

Würde heute die Zukunft der Weltluftschiffahrt einzig und allein auf dem Gebiete des Handelsverkehrs liegen, so wären wir wahrscheinlich schon weiter; denn dann würde sich ein allein auf kühlen Geschäftsüberlegungen aufgebautes Zusammenarbeiten des Auslandes mit Deutschland bereits lange ergeben haben, und wir hätten heute wahrscheinlich bereits die ersten Anfänge eines Weltluftschiffverkehrs. Nun ist aber, und in diesem Zusammenhange möchte ich beinahe sagen »leider«, das Luftschiff auch als Kriegswaffe noch von der allergrößten Bedeutung für die Zukunft. Nicht mehr als Waffe für den Landkrieg, denn hier ist ihm, selbst bei noch so großer weiterer Vervollkommnung, in dem Flugzeug ein grundsätzlich kaum zu besiegender Gegner erwachsen. Wohl aber im Seekrieg, wo es sowohl als Aufklärungsmittel, als vielleicht auch neuerdings wieder als gefährliche Angriffswaffe für eine große Flotte, welche auf den Weltmeeren zu fechten hat, kaum noch wird entbehrt werden können. Freilich kommen nur wenige Staaten für diese Verwendung des Luftschiffes als Seekriegsmittel in Betracht. Aber für diese ist es auch von ausschlaggebender Bedeutung, trotzdem manche noch in alten Anschauungen befangene Marine-»Autoritäten« das noch immer nicht begreifen wollen.

Diese Verkoppelung der Weiterentwicklung des Handelsluftschiffes und des Kriegsluftschiffes hat meinem Empfinden nach die heutige unglückselige Sachlage zum großen Teil mit verschuldet. Es ist klar, daß jeder Staat, der sich überhaupt mit dem Luftschiffwesen beschäftigt, für sich gern ein möglichstes Monopol für Kriegszwecke schaffen möchte. Und dabei ist ein Zusammenarbeiten mit dem »feindlichen« Auslande schwer möglich. Was geschieht nun aber als Folge davon? Die einzelnen Staaten versuchen Kriegsluftschiffahrt zu treiben und sich dabei auf eigene Füße zu stellen. Sie besitzen aber bisher weder die technischen Mittel, solche Luftschiffe einwandfrei zu bauen, noch sie instand zu halten, noch die genügende Erfahrung, sie zu führen. Der Erfolg: Ein Schiff nach dem andern wird vernichtet und die Luftschiffahrt diskreditiert.

Das einzige Land außer Deutschland, welches bisher selber ein brauchbares großes Starrluftschiff gebaut hat, ist Amerika. Aber auch hier wollen wir, ohne damit der Tüchtigkeit der Amerikaner irgendwie zu nahe zu treten, darauf hinweisen, daß der bisherige Bau nur eine reine Kopie der deutschen Schiffe darstellt und daß die wirklichen Schwierigkeiten für den amerikanischen Luftschiffbauer erst dann beginnen werden, wenn neue größere Projekte mit neuen Bedingungen und Anforderungen von ihm entworfen werden müssen. Und dann werden auch hier die Rückschläge kaum ausbleiben.

In der letzten Zeit ist übrigens dieses amerikanische Luftschiff »Shenandoah« von seinem Verankerungsmast gelegentlich eines Sturmes losgerissen worden. Kann man uns Deutschen verdenken, wenn wir bei dieser Gelegenheit darauf hinweisen, daß diese Verankerungseinrichtung am Schiff, welche bei dieser Gelegenheit als einziger Teil am Luftschiff technisch sich als nicht genügend erwiesen hat, so ziemlich die einzige technische Konstruktion an diesem Luftschiff war, welche die Amerikaner nicht von Deutschland, sondern von England übernommen hatten? Es mag ein Zufall sein, aber immerhin sollte er zu denken geben. Glücklicherweise ist das Schiff (durch einen deutschen Luftschiffführer) wieder unversehrt in den Hafen zurückgeführt worden.

Ein weiteres verhängnisvolles Moment bei der heutigen Entwicklung der Luftschiffahrt ist folgendes: Die vielen unnötigen Katastrophen der letzten Jahre haben eine immer mehr zunehmende falsche Beurteilung des Luftschiffes hervorgerufen. Immer größere Kreise stehen dem Luftschiff mißtrauisch und ablehnend gegenüber, was man ihnen schließlich, wenn man gerecht sein will, nicht verdenken kann; denn sie kennen ja nicht die wahren Gründe dieser Unglücksfälle.

Um nun in einer Zeit allgemeinster Geldnot trotzdem von den Parlamenten oder den sonstigen dafür in Betracht kommenden Körperschaften Geld für eine weitere Entwicklung der Luftschiffahrt zu erhalten, versucht man den Parlamentsmitgliedern und den betreffenden Regierungsstellen den Wert der Luftschiffahrt durch besonders glanzvoll verlaufende Fahrten klarzumachen, um damit den ungünstigen Eindruck der bisherigen Unfälle zu verwischen. Man versucht Rekorde aufzustellen! Was kommt dabei heraus? Im allgemeinen das Gegenteil des Beabsichtigten.

Die »Dixmuiden« machte vor mehreren Monaten bei glänzendem Wetter eine 118 stündige, ausdrücklich zu einem solchen Rekordzweck angelegte Dauerfahrt. Sie gelang. Ebensogut hätte sie vollkommen mißlingen und das Schiff bereits damals vernichtet werden können!

Jetzt wollte man eine neue Rekordfahrt machen. Man hatte sich an dem Erfolg der ersten scheinbar »berauscht«. Man wollte der Welt zeigen, daß der Franzose in der Luftschiffahrt an der Spitze stünde und die »Rekorde hielte«. Man übersah dabei, nebenbei gesagt, nur eine Kleinigkeit, daß es doch schließlich ein deutsches Schiff war, von deutschen Ingenieuren und mit deutschem Geiste gebaut und daß also der Ruhm eines solchen Rekordes wohl kaum den Franzosen, sondern schließlich doch den Deutschen zufallen würde.

Aber ganz abgesehen davon, war diese Rekordhascherei nicht mehr und nicht weniger als ein Verbrechen gegen die Weiterentwicklung der gesamten Luftschiffahrt.

Digitized by Google

Das Schiff war bereits über drei Jahre alt, und es war in diesen drei Jahren in den Händen der Franzosen gewesen, denen durchaus nicht diejenigen Erfahrungen in der Konservierung der Schiffe zur Verfügung stehen, wie den deutschen Luftschiffwerften und den diesbezüglichen deutschen Militär- und Marinestellen. Man darf nicht vergessen, daß das Bauwerk eines Starrluftschiffes in jeder Beziehung eine Höchstleistung der Technik darstellt, die nur herausgeholt werden kann durch raffinierteste Sparsamkeit an Gewicht und durch Ausnutzung jeder technischen Möglichkeit. Im Interesse der Gewichtsersparnis sind alle Materialstärken nur gerade so stark gewählt, daß sie zwar jeder, menschlichem Ermessen nach möglichen Beanspruchung gewachsen sind; aber unsachgemäße Behandlung darf keine unvorhergesehenen Zusatzbeanspruchungen hervorrufen, da sonst eine Überbeanspruchung eintreten kann. Und dann gibt es bei einem so komplizierten Bauwerk genug Möglichkeiten, daß irgendwo eine zunächst kleine, aber unter ungünstigen äußeren Umständen sich rasch weiter ausbreitende Beschädigung des Schiffskörpers eintritt, die bei sachgemäßer Behandlung ganz unmöglich wäre.

Wir haben keine Veranlassung, etwa anzunehmen, daß das Schiff bei seiner Ablieferung an die Franzosen irgendwelche Mängel gehabt hätte. Es war sicherlich, wie auch die früheren Leistungen der deutschen Bauwerft, in jeder Beziehung hervorragend. Aber gerade wir Deutsche wissen aus eigener Kriegserfahrung, wie im Laufe des Betriebes ein solches Luftschiff »heruntergewirtschaftet« werden kann, ohne daß man deswegen der verantwortlichen Besatzung dafür einen besonderen Vorwurf machen könnte. Unter allen Umständen ist es erforderlich, daß ein Luftschiff, mag es noch so gut gebaut sein, auch nach seiner Ablieferung in den Fahrbetrieb ständig von der Bauwerft oder einer gleichwertigen technischen Stelle überwacht und instand gehalten wird. Woher sollten nun aber wohl die Franzosen die nötigen Erfahrungen in dieser Hinsicht bekommen haben? Wir Deutsche wissen, welch unendliche Kleinarbeit und wieviel grundlegende, sich auf die kleinsten Kleinigkeiten erstreckenden Erfahrungen dazu nötig sind, um diese Unterhaltung in vernünftiger Weise vornehmen zu können. Und ich bin fest davon überzeugt, daß die französischen Dienststellen dieses Schiff nicht in der Weise instand halten konnten und instand gehalten haben, wie es z. B. von der deutschen Baufirma hätte geschehen können. Ich würde es, ganz kraß ausgesprochen, sogar für wunderbar gehalten haben, wenn dieses Schiff in den Händen der Franzosen nach einer längeren Dienstzeit nicht bei irgendeiner Gelegenheit »erledigt« worden wäre. Freilich war es nicht nötig, daß diese furchtbare Katastrophe eintrat.

Wenn man diesen meinen, auf Grund langjähriger praktischer Erfahrung gewonnenen subjektiven Ansichten vielleicht nicht glauben möchte, so verweise ich darauf, daß nach im französischen Senat gemachten Mitteilungen der Kommandant des Schiffes selbst (der ein tüchtiger Luftschiffer gewesen sein soll) die »Dixmuiden« für nicht mehr lufttüchtig erklärt hat; besonders die Gaszellen, also einer der allerwichtigsten Teile des Schiffes, wären schlecht gewesen! Andere Personen der verunglückten Besatzung sollen ähnliche Bekundungen gemacht haben.

Aus den bisher veröffentlichten spärlichen Zeitungsmitteilungen kann man sich im übrigen kein abschließendes Bild machen. Die von der französischen Regierung ernannte Untersuchungskommission hat jetzt nach beinahe drei Monaten ihren »Bericht« noch immer nicht veröffentlicht. Die französische Marineleitung hütet sich offensichtlich, die genauen Vorgänge der Öffentlichkeit bekanntzugeben, weil sie wahrscheinlich nicht mit Unrecht berechtigte Kritik fürchtet. Der Schleier des Geheimnisses scheint sehr viel verhüllen zu müssen! Aber schon das, was nach den bisherigen Zeitungsnachrichten mit Sicherheit festzustehen scheint, genügt völlig, um ein vernichtendes Urteil über die »Dixmuiden«-Affäre abzugeben.

Man überlege nur einmal:

Man nimmt ein altes (denn ein drei Jahre im Betrieb befindliches Luftschiff ist »alt«), wahrscheinlich schon recht verbrauchtes Schiff, das von den wirklichen Sachkennern der Bauwerft seit Jahren fort ist und an dem alle möglichen unsachverständigen Leute ohne jede Erfahrung im Starrluftschiffbau herumexperimentiert und herumgedoktert haben, bei dem scheinbar sogar beträchtliche bauliche Veränderungen vorgenommen waren (so z. B. habe ich zufällig feststellen können, daß die Franzosen noch eine neue kleine Passagiergondel an das Schiff herangebaut hatten!);

welches, wie festzustehen scheint, mehrfache Mängel besaß (schlechte Zellen usw.);

man gibt diesem Schiff den Auftrag, eine Rekord-Dauerfahrt zu machen;

man setzt sich mit größter »Harmlosigkeit« darüber hinweg, daß der Schiffskörper technisch gar nicht für solche, viele Tage währenden Dauerfahrten, sondern für verhältnismäßig kurze Hochfahrten im Kriege gebaut ist;

man mutet den Motoren eine Dauerleistung von vielleicht fünf Tagen zu, während sie, wie bekannt, von ihrem Konstrukteur ausdrücklich nur für eine garantierte Dauerleistung von höchstens 2 × 24 Stunden konstruiert waren;

man sendet dieses Schiff, bei dem nach dem vorstehenden sehr leicht Havarien entstehen konnten oder vielmehr menschlicher Voraussicht nach entstehen mußten, leichtsinnigerweise in eine Gegend, wo jede Möglichkeit der Unterstützung, der Gasnachfüllung, der Übernahme neuen Betriebsstoffes, jede Landungsmöglichkeit auf Luftschiffplätzen, jede Luftschiffhalle, jeder Verankerungsmast fehlten;

man wählt zu dieser Fahrt noch dazu die ungünstigste Jahreszeit;

man setzt in das Schiff unnötigerweise 50 Menschen hinein, anstatt der normalen Besatzung, die etwa 25 Personen beträgt;

man bringt damit nicht nur eine unnötige Belastung, sondern auch eine Reihe neuer unnötiger Gefahren in das Schiff;

man überläßt scheinbar dem Kommandanten nicht einmal die Selbständigkeit des Entschlusses bezüglich der Führung seines Schiffes während der Fahrt, sondern versucht das Luftschiff vom grünen Tisch aus zu leiten;

und schließlich wundert man sich noch, wenn eine Katastrophe eintritt.

Ein Unglück mußte geschehen, sobald irgendwelche unerwarteten Schwierigkeiten dazu kamen. Welches dann schließlich die unmittelbare letzte Ursache zur Vernichtung des Schiffes war, ist nicht mehr von Belang. Wenn soviele Fehler schon bei der Anlage der Fahrt gemacht werden, dann sind auch unvermeidlicherweise recht viele Möglichkeiten gegeben, welche gewissermaßen die »Auslösung« der Katastrophe bewirken konnten bzw. mußten. Ob dann schließlich das Luftschiff mit einem Streichholz in Brand gesteckt wurde, oder ob es nach Verbrauch sämtlichen Betriebsstoffes oder nach dem Ausfall sämtlicher Motoren als Freiballon steuerlos durch die Luft getrieben, im Sturm in das Meer hinabgeschleudert wurde, oder ob eine Benzin- oder Gasexplosion eintrat, das interessiert mich als Fachmann nicht mehr. Es kommt dann nicht mehr auf die letzten Begleitumstände der Katastrophe an, sondern ausschließlich auf die Ursachen, die das Schiff überhaupt in eine solche Lage brachten.

Ich möchte ein Beispiel aus einem ganz anderen Gebiete anführen: Ein Dauerläufer, der über eine tadellose Gesundheit verfügt und der jeden Morgen ein kaltes Bad nimmt, hat soeben einen 50-km-Rekordlauf hinter sich. Bis zum Übermaß erschöpft, erhitzt und übermüdet, wie er ist, springt er jetzt wiederum ohne jede Abkühlung in das eiskalte Wasser. Der Erfolg wäre wahrscheinlich der, daß er sofort einen Herzschlag bekäme. Darüber würde sich niemand wundern. Ist dadurch aber etwa bewiesen, daß ein kaltes Bad an und für sich für den Menschen schädlich ist und zum Tode führt? Ist es nicht vielmehr so, daß diese letzte »Auslösung der Katastrophe« durchaus nicht auch gleichzeitig ihre »Ursache« darstellt? Der Leser wird vielleicht lächeln über diesen Vergleich. Und doch trifft er dem Sinne nach ganz genau das, was sich vergleichsweise bei der »Dixmuiden« ereignet hat.

Auf eine der vorher erwähnten sonderbaren Maßnahmen der französischen Marineverwaltung gelegentlich der Fahrt dieses Schiffes möchte ich noch genauer eingehen, um an ihnen auch dem Nichtfachmann als Beispiel zu zeigen, mit welcher »Naivität« gearbeitet wurde.

Die Überfüllung des Luftschiffes mit unnötigen Personen: Wer jemals auf einem Kriegsluftschiff gefahren ist, der weiß, daß der Raum auf ihm zur Ersparung unnötigen Baugewichtes so beschränkt ist, daß er gerade für die normale Besatzung ausreicht, und daß jeder »Gast« an Bord unerwünscht ist und im Wege steht. Und jetzt waren ungefähr 20 bis 25 Menschen zu viel an Bord! Ganz abgesehen von der unnötigen Gewichtsbelastung, die man viel besser in Benzin oder Ballast hätte anlegen können, waren diese Leute eben überall im Wege. Was es im besonderen heißt, wenn z. B. in der kleinen Führergondel eine Reihe von nicht zur eigentlichen Besatzung gehörigen Personen unnötigerweise herumstehen, hier in der Kommandozentrale des Luftschiffes, wo alle Fäden der Schiffsleitung zusammenlaufen, wo, namentlich im Falle drohender Gefahr, keinerlei Beengung der Bewegungsfreiheit des Kommandanten, der Steuerleute usw., zulässig ist, das kann nur der beurteilen, der diese Bordverhältnisse aus eigener Erfahrung kennt.

Digitized by Google

Als das amerikanische Luftschiff »Shenandoah« neulich von seinem Verankerungsmast losgerissen wurde und in schwer beschädigtem Zustande eine unfreiwillige Sturmfahrt unternahm, gab die Besatzung, als sie das Schiff wieder in der Gewalt hatte und alle Gefahr beseitigt war, dem heimatlichen Luftschiffhafen folgendes drahtlose Telegramm: »In der Führergondel ist es zum ersten Male angenehm (delightful), weil sie nicht mit Menschen überfüllt (overcrowded) ist.« In diesem scheinbaren Scherze liegt ein tiefer ernster Sinn. So nötig es ist, daß z. B. in der ersten Erprobungszeit eines neuen Schiffes bei den »Probefahrten« außer der normalen Besatzung noch weitere Personen zu Versuchs- und Beobachtungszwecken sich in der Führergondel und dem übrigen Schiffe aufhalten, so falsch und grundsätzlich unverantwortlich ist es, wenn im späteren normalen Schiffsbetriebe auch nur eine einzige überflüssige Person sich an Bord und namentlich in der Führergondel befindet.

Bei einem Seeschiff, mag es ein Handels- oder ein Kriegsschiff sein, ist es eine Selbstverständlichkeit, daß auf der Kommandobrücke bzw. in der Kommandozentrale des Schiffes unter keinen Umständen jemand etwas zu suchen hat, der nicht dorthin gehört. Und bei einem Luftschiff, wo die Verhältnisse noch viel schwieriger sind, sollte man anders handeln dürfen?

Weiter: Derjenige, der weiß, wie unverständig sich der Durchschnitt der Menschen auf einem Luftschiff benimmt, wie in Unkenntnis der Gefahren die größten, kaum für möglich zu haltenden und für das Schiff unter Umständen verhängsnisvollen Dummheiten sogar von »sogenannten Fachleuten« gemacht werden, der erkennt auch ohne weiteres die ungeheure Gefahr, die schon allein die Anwesenheit dieser vielen unbeschäftigten und nicht zur eigentlichen Besatzung gehörenden Menschen an Bord eines Luftschiffes mit sich bringen muß. (Anders ist es natürlich an Bord eines Verkehrsluftschiffes, wo die Passagiere in für sie besonders hergerichteten und von dem übrigen Schiffe abgeschlossenen Räumen sicher untergebracht sind.)

Wenn man Gefahren besiegen will, muß man sie zuerst einmal k e n n e n. Woher aber kannten die Franzosen all die Gefahren, die an Bord eines Starrluftschiffes unter den verschiedensten Bedingungen überhaupt entstehen k ö n n e n? Vom »grünen Tisch« aus kann man sie nicht erlernen. Ein noch so gutes »Lehrbuch« über die Führung eines Luftschiffes und noch so guter theoretischer »Unterricht« können nicht alle die Kenntnisse vermitteln, die nur im Laufe einer langjährigen Praxis zu erwerben sind. Die Franzosen hatten ja doch nur dieses eine einzige Starrluftschiff bis dahin in Händen gehabt und auch nur verhältnismäßig recht wenig Fahrten unter günstigen Verhältnissen mit ihm durchgeführt. In Deutschland aber hatte man vor und im Kriege auf insgesamt vielleicht etwa 140 Starrluftschiffen der verschiedensten Konstruktionen und Entwicklungsstufen in unendlicher Kleinarbeit und unter dauernden schweren Opfern an Gut und Blut Erfahrungen sammeln können. Es ist doch nicht so, daß auf einem Luftschiff bei jeder einzigen Fahrt alle die Schwierigkeiten sich zeigen, die überhaupt möglich sind. Ein Luftschiff kann jahrelang fahren, ohne daß ein gewisser Unfall oder eine bestimmte Störung eintritt, die man auf Grund theoretischer Überlegungen gar nicht für möglich gehalten, gegen die man also auch nicht die nötigen Vorsichtsmaßregeln getroffen hat. Und eines schönen Tages sieht man dann zu seinem eigenen Erstaunen, daß eine bis dahin ungeahnte neue Schwierigkeit da ist. In der Luftschiffahrt hat man es nicht mit einem Gebiet zu tun, wie etwa bei der Seeschiffahrt, wo man seit Hunderten von Jahren Erfahrungen sammeln konnte, wo gewisse Grundgesichtspunkte und Fähigkeiten den Seeleuten gewissermaßen schon in Fleisch und Blut übergegangen sind.

Erst ein Luftschiffkommandant, der in jahrelanger Praxis all die verschiedenartigsten M ö g l i c h k e i t e n in eigener Person kennengelernt hat, kann sagen, daß er allen Eventualitäten gegenüber gewachsen sein wird. Gewiß, der Kommandant der »Dixmuiden« scheint nach den vorliegenden Zeitungsnachrichten ein verständiger und tüchtiger Luftschiffführer gewesen zu sein. Wie viele Fahrten aber hatte er denn mit diesem Starrluftschiff gemacht? Und waren es nicht im wesentlichen lauter Fahrten unter günstigen äußeren Bedingungen und bei gutem Wetter gewesen? Würde man wohl einem jungen Seeoffizier, der bisher vielleicht nur ein Torpedoboot zur Zufriedenheit geführt hat, möge er noch so tüchtig sein, das Kommando eines großen Panzerkreuzers anvertrauen, nur deswegen, weil er sich an und für sich als tüchtiger Mensch erwiesen hat? Und würde man ihn dann noch dazu mit diesem großen Kreuzer auf eine gefahrvolle Rekordfahrt aussenden? Auf solche originellen Ideen würde wohl nicht einmal ein Laie verfallen. Aber bei der »Dixmuiden« tat die »sachverständige« französische Marineverwaltung etwas genau dem vorliegenden Beispiel Entsprechendes.

Man wird mich fragen, ob ich denn nun etwa erwartet hätte, daß die französische Marine ihr Luftschiff deswegen, weil das Personal noch nicht die genügenden Erfahrungen besaß, unbenutzt hätte in der Halle liegen lassen sollen? Selbstverständlich nicht! Aber m. E. wäre es für eine Nation, die das erstemal ein solch kompliziertes Bauwerk eines modernen Starrluftschiffes in die Hand bekam, näherliegend gewesen, nicht von vornherein zu versuchen, in anmaßendem Größenwahn Rekorde aufzustellen, sondern erst einmal in jahrelanger ernster Tätigkeit und intensiver Arbeit alles das zu lernen und zu erproben, was man braucht, um ein »Meister« zu werden. Aber freilich, persönliche Eitelkeiten werden dabei nicht befriedigt. Im vorliegenden Falle kann man den Eindruck nicht los werden, als ob gewisse »vorgesetzte Stellen« vorhanden gewesen sind, die bei hervorragendem Mangel an Sachkenntnis das Luftschiff nur als Mittel zum Zweck betrachtet haben, um für sich selbst Lorbeeren zu erringen und aus diesem Grunde ein von anderen Leuten gebautes und von anderen geführtes Luftschiff in Aufgaben hineinzwangen, denen es von vornherein nicht gewachsen sein konnte; die aber in dem Augenblick, wo die Sache »schief ging«, alle Schuld auf den wahrscheinlich viel tüchtigeren und viel weniger verantwortlichen Untergebenen bzw. auf die unbesiegbare Natur, auf die sogenannten »höheren Gewalten« abzuschieben versuchten.

Wenn man einem deutschen ausgezeichneten Luftschiffkommandanten und einer deutschen im Kriege erprobten Luftschiffbesatzung zugemutet hätte, unter den gleichen ungünstigen Voraussetzungen mit diesem alten Schiff eine solche durch keine Kriegszwecke begründete Fahrt durchzuführen, so glaube ich, hätten sie dies rundweg abgelehnt, trotzdem wohl niemand bestreiten wird, daß sie hundertmal geeigneter dazu gewesen wären, wie die wirklich vorhandene, vergleichsweise unerfahrene französische Besatzung.

Zur Erforschung der Ursachen der »Dixmuiden«-Katastrophe ist eine Kommission eingesetzt worden, deren Bericht aber merkwürdigerweise vorläufig noch immer geheimgehalten wird. Nach Zeitungsnachrichten soll diese Kommission behaupten, daß das Schiff durch einen Blitzschlag zerstört worden wäre. Ein Beweis dafür ist nach dem mir vorliegenden Material bisher in keiner Weise erbracht. Die sogenannte Blitzgefahr ist ja aber freilich immer das bequemste und dem Laien einleuchtendste »Entschuldigungsmittel«. Dabei ist der »Blitz« für ein Starrluftschiff (auch für ein mit Wasserstoff und nicht mit dem unbrennbaren Helium gefülltes) nach allen bisherigen Erfahrungen durchaus nicht gefährlich, vorausgesetzt, daß das Schiff intakt und in der Hand seines Führers ist. Wenn aber freilich diese Voraussetzungen nicht mehr zutreffen, sondern aus irgendwelchen anderen Gründen ein havariertes Schiff als willenloser Freiballon vom Sturme gepackt wird, dann k a n n unter gewissen Bedingungen auch ein Blitzschlag gefährlich werden. Dann ist aber nicht der Blitz die Ursache des Verlustes, sondern die anderen Gründe, welche das Schiff in eine solche anormale und unnötige Lage hineingebracht haben.

Wir wollen im Interesse der Luftfahrt hoffen, daß die französische Kommission sich nicht darauf beschränkt, gewissermaßen einen »Extrakt« ihrer Untersuchungen zu veröffentlichen, sondern das gesamte vorhandene Material den wirklichen Sachverständigen zugänglich macht. Denn wir möchten mit allem Nachdruck darauf hinweisen, daß eigentliche »Sachverständige« für Starrluftschiffe und ihre Verwendung heute in Frankreich doch wohl recht wenige bzw. gar nicht vorhanden sein dürften. Mit theoretischer Gelehrsamkeit allein vermag man aber solche Ereignisse nicht zu beurteilen und aufzuklären. Dazu gehört langjährige Erfahrung. Und die besitzt heute tatsächlich nur ein einziges Land auf der Welt, und das ist Deutschland.

Uns kann es vollständig gleichgültig sein, wer in Frankreich für dieses Unglück verantwortlich ist und ob diese Leute zur Rechenschaft gezogen werden. Uns kommt es nur darauf an, zu beweisen, daß diese Katastrophe nicht auf grundsätzliche Mängel des Luftschiffes zurückzuführen ist, sondern auf unnötige menschliche Fehler.

Auf jeden Fall aber wird die Katastrophe der »Dixmuiden« leider die Weiterentwicklung der Luftschiffahrt aufs schwerste hemmen. Man kann tausendmal auseinandersetzen, daß nicht das Luftschiff an sich, sondern menschliche Fehler Schuld an dieser und früheren Katastrophen waren, so wird doch die Menge der Menschen sich sagen: Ja, wenn durch menschliche Unvollkommenheit solch Unglück überhaupt möglich ist, dann ist die Luftschiffahrt doch eine heikle Sache. Und unter diesen Gesichtspunkten haben wir alle, die wir für die Weiterentwicklung der Luftschiffahrt kämpfen, nicht nur die Berechtigung sondern auch die Pflicht, eine schwere Anklage gegen die verantwortlichen französischen

Digitized by Google

Stellen zu erheben. Mit der »Dixmuiden« sind 50 Menschen zugrunde gegangen, aber nicht als »Pioniere der Luftfahrt«, sondern als unnötige unglückliche Opfer, deren Tod nicht nur nicht der Weiterentwicklung der Luftschiffahrt genützt, sondern sie vielmehr schwer geschädigt hat.

Gewiß, das Luftschiff ist noch nicht auf der Höhe seiner Betriebssicherheit angekommen. Erst dann, wenn statt des brennbaren Wasserstoffes überall das unbrennbare Helium als Füllgas benutzt wird, und wenn vor allen Dingen das gefährliche Benzin aus dem Schiff heraus ist, wenn also z. B. Schwerölmotoren für Luftschiffe geschaffen sind, wird man dem Ideal nähergekommen sein. Aber auch ohne diese beiden Vervollkommnungen ist das große Starrluftschiff bei verständiger Verwendung und Führung heute brauchbar und voll verwendungsfähig und keinen größeren Gefahren ausgesetzt, als etwa die Betriebsmittel der Seeschiffahrt, oder des Automobil- oder Eisenbahnverkehrs. Hoffen wir, daß wenigstens auf dem Gebiete des Handelsluftschiffverkehrs all diese letzten und traurigen unnötigen Opfer der Welt die Augen endlich so weit geöffnet haben werden, daß sie einsieht, daß ohne Deutschlands praktische und unmittelbare Beteiligung und Mitwirkung ein Luftschiffverkehr nicht geschaffen werden kann; oder zum mindesten doch erst dann, wenn neue unnötige Opfer gefallen sein werden.

Von den französischen verantwortlichen Stellen, die heute vor der Luftschiffahrt der ganzen Welt als »Angeklagte« stehen, aber muß, wie man nicht oft genug betonen kann, verlangt werden, daß sie lückenlos alles Material bekanntgeben, welches mit dem Unglück im Zusammenhang steht. Kein »zurecht frisierter Bericht« irgendeiner »Kommission«! Die Sachverständigen der Luftschiffahrt der ganzen Welt wollen sich selber ein bis in alle Einzelheiten gehendes Urteil darüber bilden können, ob menschliche Torheit an dem Unglück schuld trug, oder ob etwa die Luftschiffahrt als solche nicht lebensfähig ist, weil dem Luftschiff angeblich unbesiegbare Mängel anhaften.

Zunächst aber müssen wir bis zum Beweise des Gegenteils mit aller Bestimmtheit feststellen, daß bisher kein einziger Punkt bekanntgeworden ist, der bei dem »Dixmuiden«-Unglück die Luftschiffahrt als solche diskreditieren könnte.

Um zum Schluß zu kommen: Was können wir aus dem Unglück der »Dixmuiden« für die Zukunft lernen? Nichts Neues! Es wurde nur wieder einmal die lang bekannte Tatsache bestätigt, daß kühner Mut und guter Wille nicht genügen, eine Aufgabe zu erfüllen, für welche Material sowohl wie Personal nicht bestimmt und nicht geeignet sind, und daß Mangel an Erfahrung nicht durch Selbstüberhebung ersetzt werden kann.

Ein Gutes aber wird der Unfall der »Dixmuiden« haben: Er wird all denjenigen Stellen, die heute in der Welt auf dem Gebiete des Luftschiffwesens weiterarbeiten, mit unwiderleglicher, grausamer Klarheit vor Augen führen, daß es sich hier um ein Gebiet handelt, auf welchem man vorsichtig vorgehen muß, auf welchem man im eigensten Interesse alle schon anderswo vorhandenen Kenntnisse im Zusammenarbeiten mit allen dafür in Betracht kommenden sachverständigen Stellen ausnutzen und vor allem in zäher Kleinarbeit auch selber erst Erfahrungen sammeln muß, bevor man sich an große Aufgaben wagt.

Nicht als ob ich damit sagen wollte, daß man bei der Weiterentwicklung der Luftschiffahrt zögernd und langsam vorwärts gehen sollte. Im Gegenteil! Die letzten fünf Jahre haben in der ganzen Welt einen betrüblichen Mangel an Energie und großzügigem Vorwärtsstreben auf diesem Gebiete gezeigt. Die Entwicklung kann ein viel rascheres Tempo vertragen.. Man soll aber nirgends den zweiten Schritt vor dem ersten tun.

Wie ich aus Zeitungsnachrichten der letzten Tage entnehme, haben die Amerikaner aus dem Unglück der »Dixmuiden« scheinbar schon die richtigen Folgerungen gezogen. Sie haben die mit der »Shenandoah« beabsichtigte Fahrt nach dem Nordpol für diesen Sommer aufgegeben. Es war sicher ein schwerer Entschluß für die dafür verantwortlichen Männer. Aber sie haben damit ein hoch zu bewertendes Zeugnis von Voraussicht und Selbstüberwindung gegeben; sie haben die Sache vor den persönlichen Ehrgeiz gestellt.

Gewiß, ich zweifle durchaus nicht daran, daß es bei geeigneten Vorbereitungen ohne weiteres möglich gewesen wäre, mit der »Shenandoah« diese Fahrt nach dem Nordpol durchzuführen. Diese Aufgabe ist mit einem modernen Starrluftschiff durchaus lösbar. Ja, eine solche Fahrt stellt überhaupt nicht einmal eine besondere »Leistung« dar. In nicht zu ferner Zeit wird man über die Nordpolargegenden hin einen ständigen Luftschiffverkehr haben. Aber es ist etwas anderes, ob z. B. Deutschland eine solche erste Fahrt unternehmen würde, welches schon jahrelange Erfahrungen bezüglich Material und Personal hinter sich hat, oder ob diese Fahrt ausgeführt wird von einem amerikanischen Schiff, welches das überhaupt erste seiner Art in Amerika ist und dessen Besatzung dementsprechend gleichfalls erst kurze Zeit im Bordbetrieb erfahren ist. Gewiß hat das Schiff bei seinen bisherigen Fahrten sich gut bewährt. Aber jetzt gilt es zunächst einmal für die Amerikaner Erfahrungen und nochmals Erfahrungen im Betriebe dieses Schiffes zu sammeln. Erst dann werden sie mit Sicherheit an die Durchführung der Nordpolarfahrt herangehen können. Und erst dann wird mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit die Gefahr beseitigt sein, daß durch irgendeinen unglücklichen, vielleicht an sich ganz nebensächlichen, auf Mangel an Erfahrung beruhenden Zufall das Schiff und damit aussichtsreiche Zukunftshoffnungen der Luftschiffahrt zerstört werden.

Das, was im Interesse der Luftschiffahrt nötig ist, ist zunächst stille, ruhige, aber zähe Arbeit im kleinen, bei gleichzeitigem energischen Vorgehen im großen. Rekordfahrten sind verlockend, weil sie besonderen Ruhm einbringen, aber verhängnisvoll, sowie sie unnötig sind, weil durch Rückschläge die Sache diskreditiert wird.

Deutschland ist zunächst noch auf die Rolle eines Zuschauers bei der Weiterentwicklung der Luftschiffahrt beschränkt. Wir können sie nur fördern, indem wir offen und ehrlich unsere Meinung äußern über die Richtung, in welcher wir die zukünftige Entwicklung sehen und uns nicht scheuen, Kritik zu üben dort, wo sie nötig ist. Ob unsere Kritik und Ratschläge angenommen werden, steht nicht in unserer Hand.

Nachschrift.

Nach Abfassung dieses Artikels erhielt ich noch die amerikanische Zeitschrift »Aviation« vom 11. Februar zugesandt, welche so wichtiges Material enthält, daß ich es hier noch kurz anfügen möchte.

Nach dem Bericht dieser Zeitschrift soll die französische Untersuchungskommission festgestellt haben, daß die »Dixmuiden« sich in allgemein schlechtem Zustande befand (in a generally bad condition), daß die Gaszellen teilweise defekt waren, daß der Kommandant in seinen offiziellen Berichten mehrfach festgestellt hätte, daß das Schiff nur noch fähig wäre, bei gutem Wetter zu fahren (only fit to fly in fair weather), daß trotzdem von vorgesetzten Stellen befohlen worden wäre, daß das Schiff eine 72stündige Kreuzfahrt bei schlechtem Wetter in der schlechten Jahreszeit unternehmen solle, noch dazu in Gegenden, wo keinerlei Vorbedingungen für eine Zuflucht und Unterstützung gegeben waren.

Diese Tatsachen bedürfen keines weiteren Kommentars, um den unglaublichen Leichtsinn zu kennzeichnen, mit dem hier verfahren ist.

Aber es kommt noch schlimmer: »Aviation« berichtet weiter, daß in der französischen Zeitung »Le Journal« mehrere »höchst bezeichnende« persönliche Briefe des Kommandanten der »Dixmuiden« veröffentlicht worden wären. Der französische Text dieser Briefe steht mir leider nicht zur Verfügung. Ich muß mich also damit begnügen, die englische Übersetzung der »Aviation« mitzuteilen:

> "Personally", he wrote, "I hope the Dixmude will not soon be called to make a flight as long as the one in which she made a new world's duration record. Just because the ship once succeded in covering in favorable weather a distance of 4500 mi. is no reason for expecting that she can do it every time she leaves her hangar. That 119 hr. flight has raised many problems which should be methodically solved. We have in her a new instrument of which we should learn the possibilities and weaknesses. We don't know yet what she is intended for by the authorities. Is it for fleet scouting? Is it for making new records? Is it for experimentation? We don't know.
>
> During the record flight some of the crew showed serious symptoms of what appears to be 'hydrogen poisoning': nose and ear bleeding, faintness, loss of voice, and inability to eat or drink. Some of these after effects of the cruise lasted a week. Before we are sent on another long flight these physical troubles of the crew should be carefully investigated and a remedy found therefor."

Also der eigene Kommandant des Schiffes spricht die Hoffnung aus, daß man es dem Schiff nicht so bald wieder zumuten möchte, eine neue, ebensolange Dauerfahrt wie die erste durchzuführen. Die erste Fahrt hätte bei schönem Wetter stattgefunden. Durch sie wäre aber durchaus nicht der Beweis erbracht, daß man eine neue ähnliche Fahrt nun auch zu jeder anderen Zeit wiederholen könnte. Er sagt weiter wörtlich:

> »Diese 119-Stunden-Fahrt hat mancherlei Probleme aufgeworfen, die methodisch gelöst werden müssen. Wir haben in der ‚Dixmuiden' ein neues Instrument, dessen Möglichkeiten und Schwächen wir kennenlernen müssen.«

Digitized by Google

Diese Ansicht des Kommandanten ist durchaus richtig gewesen. Aber seine vorgesetzte Behörde machte sie sich scheinbar nicht zu eigen. Es ist wohl kaum anzunehmen, daß seine »offiziellen Berichte« an diese vorgesetzte Behörde anders gelautet haben sollten. Und es wird daher für die Beurteilung der Sachlage außerordentlich wichtig sein, diese Berichte kennenzulernen.

Eine weitere, sehr wichtige Tatsache erwähnt der Kommandant in seinen Briefen, daß nämlich bei der großen Rekordfahrt mehrere Leute der Besatzung unter sehr schweren Symptomen an einer Wasserstoff-Gasvergiftung erkrankt wären. Das ist ein unwiderleglicher Beweis dafür, daß die Gaszellen des Schiffes in einem geradezu unglaublich schlechten Zustande gewesen sein müssen (wie es ja der Kommandant auch selber gemeldet hat), denn sonst wäre es bei der bekannten Konstruktion der Gasabführung gar nicht möglich gewesen, daß sich eine so große Menge Wasserstoffgas, wie sie zu einer Vergiftung vieler Personen nötig war, überhaupt im Laufgang hätte ansammeln können; denn hier im Laufgang muß ja die Vergiftung logischerweise stattgefunden haben.

Jede halbwegs verständige und sachverständige Behörde hätte nach Feststellung dieses Tatbestandes das Schiff überhaupt nicht weiter fahren lassen d ü r f e n. Statt dessen zwang man es unter schwersten Bedingungen zu einer neuen Rekordfahrt.

Es wäre wichtig, zu wissen, wie groß die täglich notwendig gewesene Gasnachfüllung der Zellen in der Halle in der letzten Zeit vor der Fahrt gewesen ist; denn dann würde man vielleicht annähernd feststellen können, welch unnötig hohen Gasverluste während der Unglücksfahrt durch die schlechten Zellen entstanden sind.

Um ein weiteres Beispiel der zahlreichen Möglichkeiten für die schließliche Zerstörung des Schiffes zu geben, möchte ich darauf hinweisen, daß es mir jetzt durchaus nicht unmöglich erscheint, daß sich bei dem im Sturme vielleicht steuerlos dahintreibenden Schiffe weitere schwere Beschädigungen der an und für sich schlechten Zellen ergeben haben können. Der Laufgang würde sich dann plötzlich mit viel Gas gefüllt haben, und dieses konnte unter unglücklichen Verhältnissen durch die beiden Schächte, in welchen die Drähte der Kommandoelemente pp. vom Schiff nach der Führergondel geführt werden, nach dieser letzteren hinabgesaugt werden. Möglich wäre das freilich nur dann gewesen, wenn die Franzosen die ursprüngliche Konstruktion der aus Sicherheitsgründen teilweise o f f e n e n und infolgedessen vom Fahrwind durchlüfteten Schächte nachträglich geändert hätten, indem sie diese Luftöffnungen zugeklebt hätten. Nach einer kleinen Photographie in einer französischen Zeitschrift könnte man beinahe annehmen, daß dies der Fall gewesen wäre. Ob dann hier in der Führergondel mit dem Raum für drahtlose Telegraphie bzw. in der dahinterliegenden Motorengondel eine Knallgasexplosion entstanden ist, welche die Führergondel zerrissen und u. a. den Kommandanten über Bord geschleudert hat, wird wohl niemals festgestellt werden können. Möglich ist es, aber selbstverständlich auch nur eine von vielen Mutmaßungen, die nicht bewiesen werden kann.

Auf jeden Fall bestätigen die in den erwähnten Briefen gemachten Äußerungen des Kommandanten meine vorherigen Ausführungen und Annahmen über die Ursachen des Unglücks in der prägnantesten Form.

Der Untergang der Dixmuiden.

Von August v. Parseval.

Über den Untergang der Dixmuiden wird vollkommene Klarheit wohl nicht zu erlangen sein, da die Augenzeugen tot sind und die französische Regierung das Möglichste tut, um den Sachverhalt, der sie zweifellos schwer belastet, zu verschleiern. Doch kann man sich durch Zusammenstellen der zuverlässigen Nachrichten aus Frankreich, England und Italien ein Bild von der Fahrt machen, das vermutlich der Wahrheit recht nahekommt.

Zunächst die französische Darstellung nach der Zeitung L'Air: Das Luftschiff sollte den Dauerrekord der Welt schlagen und hatte zu diesem Zwecke den Ballast so weit wie möglich in Form von Benzin aufgenommen. Es stieg am Dienstag, 18. Dezember, 6 Uhr vormittags vom Luftschiffhafen Cuers Pierrefeu bei Toulon an der französischen Südküste auf. An Bord waren 50 Personen: 4 Generalstabsoffiziere, darunter der Führer, der Schiffsleutnant Du Plessis de Grenédan, 10 Offiziere als Passagiere, darunter 1 Arzt, 15 Mechaniker, 17 Arbeiter und Matrosen und 4 Funker. Im deutschen Dienst hatte das Schiff 25 Mann Besatzung. Man muß also mindestens 9 als Passagiere mitfahrende Offiziere und die Hälfte des mitgeführten Arbeiterpersonals als überflüssig bezeichnen. Diese große Menschenmenge bildete aber eine sehr schwere Belastung für die Verantwortlichkeit des Führers.

Am 18. um 7,30 Uhr abends passierte das Schiff nach der Überquerung des Mittelländischen Meeres Tunis und befand sich am 19. um 4,20 Uhr nachmittags in der Wüste Sahara, etwa 800 km südlich Tunis. Dort wurde ein Postsack abgeworfen, der mittels Kameelpost nach Tunis befördert wurde und Briefe der Besatzung an ihre Angehörigen enthielt. Am folgenden Tag, dem 20., um 1,30 Uhr vormittags, befand sich das Schiff westlich Wargla, ca. 45 km nordwestlich In-Salah, als es die Nachricht erhielt, daß schlechtes Wetter im Anzug sei. Sofort wurde Kurs nach Norden genommen. Die angeblich letzte Nachricht, die das Schiff gab, lautete: »21. 12., 8 Uhr abends, Dixmuide an Admiral Alger und Commandant Cuers 100 km nördlich Tugurt Fahrt gegen Algier über Bu Saada-Aumale. Geschwindigkeit 70 km. Erbitte Aussehen des Himmels über Atlas und Wetter Algier.«

Der Admiral antwortete: »Untersage Erreichung der Afrikanischen Nordküste. Erreicht Gegend Colomb-Béchar.« Das lag 800 km westsüdwestlich in spitzem Winkel der Windrichtung entgegen.

Es ist charakteristisch für französische Verhältnisse, daß der Admiral das Schiff von unten, vom grünen Tisch aus zu führen unternahm. Sein Befehl war jedoch wohl infolge des heftigen Weststurms nicht mehr ausführbar.

Englische Quellen aber wissen noch mehr. Nach »Aeroplane« wurden verschiedene Radiotelegramme von afrikanischen Stationen aufgefangen. Am 21. abends, daß der Benzinvorrat beinahe erschöpft sei und daß das Schiff genötigt sein werde, am nächsten Morgen zu landen, am 22. um 2 Uhr früh, daß man sich gegen den Sturm noch halte, daß aber der Benzinvorrat beinahe erschöpft und zwei Mann erkrankt seien, und schließlich wurde um 3,30 Uhr nachmittags ein Radiotelegramm von der Station Medenine aufgefangen, in dem der Führer mitteilt, daß das Schiff einen Landungsplatz suche. In der Nacht vom 22./23. wurde das Schiff im Golf von Gabes gesichtet.

Auch weiß »Aeroplane«, daß das Schiff Brennstoff für 115 Stunden geladen hatte; das Benzin hätte daher bis 23. früh 1 Uhr reichen sollen.

Sechs Tage hörte man nun nichts mehr. Da fanden sizilianische Schiffer am 28. in ihren Netzen die Leiche des unglücklichen Führers bei Sciacca, westlich von Girgenti an der Südküste Siziliens. Außerdem wurden Teile des Gerippes, Kleidungsstücke und Überreste von menschlichen Körpern aufgefischt, ferner ein Benzingefäß in Bizerta angetrieben.

Nach alledem ist es so gut wie sicher, daß die Dixmuiden nach der Erschöpfung ihres Brennstoffes zum willenlosen Spielball der Winde wurde und südlich Sizilien ins Meer gestürzt ist. Die Angaben schwanken aber bezüglich der Zeit zwischen der Nacht vom 21./22. und der Nacht vom 22./23. Italienische Nachrichten halten es für wahrscheinlich, daß die Katastrophe schon in der Nacht vom 21./22. erfolgt sei, während es nach den Angaben des »Aeroplane« nur die Nacht vom 22./23. gewesen sein kann. Das ist auch das Wahrscheinlichere.

Wir wollen uns nun aber darüber klar werden, wieviel Brennstoff der Ballon höchstens haben konnte. Nach Angabe der Firma hatte der Ballon 42 t Nutzlast, berechnet bei 0° Temperatur und 760 mm Barometerstand. Es brauchte nur ein geringerer Luftdruck und etwas höhere Temperatur zu sein, dann reduzierte sich diese Nutzlast erheblich. Rechnen wir aber mit 42 t, so muß man die angebrachten Verbesserungen, namentlich die Erneuerung der Gaszellen, in Betracht ziehen, die ihn sicher nicht leichter machten.

Schätzen wir das Gewicht der 50 Mann Besatzung einschließlich Verpflegung und Ausrüstung auf 6 t und rechnen als Ballast für die Abfahrt 3 t, genügend, um das Schiff ca. 400 m zu heben, so bleiben für den Betriebsstoff Öl plus Benzin höchstens 33 t. Möge der Verbrauch von Öl und Benzin 250 g pro PS betragen haben, so ergibt sich bei einer Betriebskraft von 1480 PS ein stündlicher Verbrauch von 370 kg und eine Fahrtdauer von 89 Stunden = 3 Tagen 17 Stunden.

Wie ist nun die französische Angabe zu erklären, die ca. 5 Tage Betriebszeit angibt? Nach italienischen Angaben dadurch, daß der Stundenverbrauch nicht nach der Höchstgeschwindigkeit, sondern nach der für den normalen Betrieb festgelegten Marschgeschwindigkeit berechnet war. Diese Rechnung mag auch bis zum dritten Tag der Fahrt recht gut gestimmt haben, wo das Schiff erst über dem Mittelländischen Meer und dann über der Sahara hin und her bummelte. Als aber am 20. der starke Sturm einsetzte, da mußten die Motoren ihre höchste Kraft hergeben, und es wurde ohne Rücksicht auf die Ökonomie mit Höchstleistung gefahren. Dabei ist aber der Verbrauch noch größer als oben berechnet, und

Digitized by Google

so schmolz der Brennstoff erschreckend zusammen. Nun ist die Vermutung ausgesprochen worden, es müßten auch durch Leckwerden von Gefäßen oder Rohrleitungen bedeutende Verluste entstanden sein. Doch ist es höchst unwahrscheinlich, daß auf solche Weise Benzinmengen verloren gegangen sein sollten, die einen wesentlichen Einfluß auf die Fahrt gehabt hätten. Man denke, daß das Schiff etwa 40 m³ Benzin mitführte: da machen ein paar hundert Liter nichts aus. Denkbar wäre es allenfalls, daß man größere Benzinmengen als Ballast ausgeben mußte, um das Schiff im Gleichgewicht zu halten, wenn etwa eine der Gaszellen am Ende des Schiffs undicht war und auslief. Doch ist es nutzlos, sich in Vermutungen zu erschöpfen.

Als der Brennstoff immer knapper wurde, mußte der Führer die Motorkraft reduzieren. Es scheint mir aber unwahrscheinlich, daß er gegen seinen Willen in die Bucht von Gabes gekommen ist: er versuchte wohl, das gewittergefährliche Gebirge östlich zu umfahren, wie er es schon bei der Ausreise getan hatte. Vielleicht hat er aber diesen Entschluß zu spät gefaßt.

Die Lage war nunmehr höchst bedenklich. Durch Auswerfen aller irgend entbehrlichen Dinge, Abmontierung der Motoren usw. ließ sich das Schiff noch eine Zeitlang schwebend halten. Sehr lange nicht, wenn man bedenkt, daß die Hauptmasse des Ballasts, ca. 30 t Benzin, schon verbraucht war und nur noch wenige Tonnen verfügbar blieben.

Der Ballon, dessen Zellen über die Hälfte leer waren, mußte durch die Erleichterung bis zu seiner Prallhöhe auf ca. 6000 m steigen, d. h. so lange, bis das in der dünnen Luft sich ausdehnende Gas die Zellen wieder ausfüllte und bei weiterem Steigen aus den Ventilen entwich. Dadurch verliert der Ballon seinen Auftrieb und beginnt zu sinken. Auf diese Weise konnte Zeit gewonnen werden.

Vielleicht ließ mittlerweile der Sturm nach, und das Schiff war imstande zu landen. Ließ aber der Sturm nicht nach, so gab es kein Mittel, den Ballon zum Halten zu bringen; vielmehr stand eine lange Schleiffahrt, sei es am Lande, sei es über dem wütenden Meer in Aussicht, bei der Material und Menschen langsam zugrunde gingen.

Dazu ist es aber allem Anschein nach nicht gekommen. Den Bemühungen der Besatzung scheint es zunächst gelungen zu sein, den Ballon noch schwebend zu erhalten. Dann aber hat ihr ein barmherziges Schicksal weitere Leiden erspart. Der Ballon geriet in ein Gewitter, wurde vom Blitz entzündet und verbrannte. Der Rest stürzte ins Meer. Ein wichtiges Indizium hierfür ist der Befund der Leichenschau des unglücklichen Kommandanten. Der Körper wies die Zeichen eines überaus heftigen Choks auf: alle Glieder waren gebrochen, das Herz geborsten und der Körper von einem von der Gondel herrührenden Stück Holz durchbohrt. Diese Anzeichen deuten auf einen Sturz ins Wasser mit großer Geschwindigkeit. Hierbei widersteht die Wasseroberfläche hart wie ein Brett. Eine solche Geschwindigkeit konnte aber die Gondel unmöglich erreichen, solange sie mit dem Ballon verbunden war. Auch die Windgeschwindigkeit kann solche Wirkungen nicht hervorbringen. Man muß also den Schluß ziehen, daß die Gondel ohne Ballon aus großer Höhe ins Meer gestürzt ist, nachdem der Ballon verbrannt war[1]).

Alles in allem ist die Fahrt ganz natürlich verlaufen. Zunächst hat man der französischen Behörde heftige Vorwürfe gemacht, daß sie ein Schiff auf so weite Fahrt schickte, das mit äußerst geringer Sicherheit gebaut und nur für eine höchstens zweitägige Fahrt in großen Höhen bestimmt war. Aber, soviel man sehen kann, ist daran die Fahrt n i c h t gescheitert; vielmehr hat der mechanische Teil, der Ballon und die Motoranlage, gut durchgehalten. Dies geht daraus hervor, daß das Benzin völlig ausgefahren werden konnte. Die Fahrt hat 4 Tage gedauert, teilweise bei sehr heftigem Sturm. Es ist daher ganz natürlich, daß der Benzinverbrauch durchschnittlich höher war als der normale, und nichts berechtigt zu der Annahme, daß außerordentliche, nicht vorherzusehende Brennstoffverluste stattgefunden haben. Das Unglück ist vielmehr dadurch herbeigeführt worden, daß man das Luftschiff weitab von allen Hilfsstationen in eine unwirtliche Gegend schickte, wo es von dem Sturme überrascht wurde in einer Lage, in der es den für den Kampf mit den Elementen nötigen Brennstoff nicht mehr besaß. Warum die Rekordfahrt gerade in die Sahara gelegt wurde, ist das Geheimnis des französischen Luftministeriums. Hätte man wenigstens einen Landemast vorbereitet, wofür Biskra als Endpunkt der Bahn der gegebene Platz war, so wäre vermutlich das Schiff und sicher die Besatzung gerettet worden.

[1]) Wie soeben in der Presse zu lesen, hat die französischen Untersuchungskommission »entschieden«, daß der Ballon in 2000 m Höhe vom Blitz getroffen worden und verbrannt sei.

Ein besonderer Leichtsinn — man kann es nicht anders nennen — liegt aber darin, daß das Schiff ausgerechnet in der ungünstigsten Zeit auf die Reise geschickt wurde. Im Spätherbst ist an der nordafrikanischen Küste Regenzeit mit täglichen, heftigen Stürmen und Gewittern, und diesem Umstand ist das Schiff denn auch zum Opfer gefallen.

So haben übermütige Selbstsicherheit und eine Rekordsucht, die nicht einmal mit einem selbstgebauten Schiff arbeitete, nicht nur Frankreich, sondern der Luftschiffahrt der ganzen Welt schweren Schaden zugefügt. Auf lange hinaus wird die Luftschiffahrt an den Folgen dieser Katastrophe zu tragen haben. Freilich hat das Unglück etwas Tröstliches: das gute Durchhalten des Schiffes. Auch kann man der Blitzgefahr leicht entgehen, so lange das Schiff lenkbar ist. Es ist durchaus möglich, einem Gewitter durch die überlegene Geschwindigkeit des Luftschiffs auszuweichen, so daß bei vorsichtiger Führung von dieser Seite her keine Gefahr droht.

Ich erhebe daher die Anklage gegen die leitende Stelle der französischen Luftschiffahrt, daß sie den Untergang der Dixmuiden verschuldet und verschärft hat dadurch, daß sie

1. es unterließ, die natürlichen und durch die Lage gebotenen Vorsichtsmaßregeln zu treffen, indem sie keine Landemaste errichtete,
2. daß sie eine durch die Umstände nicht gebotene Menge Menschen an diesem Versuch teilnehmen ließ, wodurch die Zahl der Opfer vermehrt wurde,
3. daß sie zu der Rekordfahrt gerade die ungünstigste Jahreszeit wählte, was zum Untergang des Schiffes führte.

Dagegen muß ich mit tiefem Bedauern feststellen, daß unter einer umsichtigen und erfahrenen Führung und bei Beobachtung der natürlichen und durch die Umstände gebotenen Vorsicht Schiff und Besatzung hätten gerettet werden können.

Nachtrag der Schriftleitung.

Nach Drucklegung der beiden vorstehenden Artikel haben wir noch eine französische Zeitschrift erhalten, welche einige Mitteilungen über den inzwischen, wenn auch nur im Auszug veröffentlichten Bericht der »Untersuchungskommission« bringt.

Eine Verwertung dieses Materials in den Artikeln war leider nicht mehr möglich, da sie bereits gedruckt waren.

Wenigstens aber haben wir die beiden Autoren darum gebeten, uns kurz mitzuteilen ob bzw. welche weiteren Schlüsse sie aus diesem »Kommissionsbericht« ziehen könnten.

Herr v. Parseval teilt uns daraufhin mit, daß er »auf Grund dieses neuen Materials an seinen früheren Ausführungen nichts zu ändern hätte«.

Herr Engberding schreibt uns: »Die mir von Ihnen übersandten auszugsweisen Mitteilungen der französischen Presse über den Bericht der Untersuchungskommission geben mir keine Veranlassung, an den Grundgedanken und den Schlußfolgerungen meiner Ausführungen das Geringste zu ändern. Gewisse nebensächliche Einzelheiten mögen heute vielleicht in einem etwas andern Lichte erscheinen; grundsätzlich können sie an dem Gesamtbilde nichts ändern.

Der Bericht versucht die alleinige Schuld an der Katastrophe auf die zugegebenermaßen sehr mangelhafte bzw. ganz fehlende Bodenorganisation zu schieben. Im übrigen behauptet er ohne weitere Begründung, daß niemand sonst irgendwie eine Schuld träfe und daß alles in schönster Ordnung gewesen wäre.

Einer derartig eigenartigen und durch keinerlei Belege gestützten Auffassung kann ich mich nicht anschließen; im einzelnen verweise ich dabei auf die Ausführungen meiner früheren Ausarbeitung.

Im Interesse der Luftschiffahrt ist es aufs tiefste zu bedauern, daß die Kommission (aus recht durchsichtigen Gründen) der Öffentlichkeit tatsächlich, wie ich es befürchtet hatte, an Stelle wirklichen, nachprüfbaren Materials nur einen zurechtgemachten Bericht mitgeteilt hat, der nicht nur durch das, was er sagt, sondern noch mehr durch das, was er nicht sagt, ein irreführendes Bild des Wesens, der Möglichkeiten und der angeblichen Gefahren der Luftschiffahrt gibt. In den Augen des Laien wird dadurch ein ganz unnötiges und die weitere Entwicklung schädigendes Mißtrauen gegen das Luftschiff an sich hervorgerufen.«

Digitized by Google

Über objektive Windmessung im Luftfahrzeuge.

Von H. Boykow.

Im Jahre 1500 entdeckte der portugiesische Seefahrer Cabral die Küste des heutigen Brasiliens. 400 und etliche 20 Jahre später flog ein portugisischer Pilot, der ebenfalls den Namen Cabral führt, als erster von Europa nach Brasilien. So bedeutsam dieser Flug des Sacadura Cabral zusammen mit Admiral Gago Coutinho vom sportlichen Standpunkt aus ist, so soll doch hier nur das navigatorische Moment besprochen werden. Der Flug ist navigatorisch recht interessant, da hierbei eine von den üblichen Methoden abweichende Art der Windmessung, die auf Coutinho zurückgeht, angewendet wurde. Es soll in den nachstehenden Zeilen diese Methode entwickelt werden und den bei uns üblichen Methoden und Instrumenten, wie sie etwa durch den Goerzschen Luvwinkel- und Grundgeschwindigkeitsmesser und dem Kurs- und Geschwindigkeitssucher dargestellt sind, kritisch gegenübergestellt werden. Diese Gegenüberstellung ist schon deshalb von Interesse, weil die erwähnten Goerzschen Instrumente dazu bestimmt sind, zwei ebenfalls kühnen Expeditionen ihre Dienste zu leihen, nämlich der transatlantischen Fahrt des für Amerika bestimmten Zeppelin-Luftschiffes und dem für diesen Sommer geplanten verwegenen Transpolarflug Amundsens.

Die Coutinhosche Methode der Windmessung beruht im Prinzip auf zwei Abdriftmessungen in verschiedenen Kursen, und zwar vornehmlich Kursen, die um 45° auseinanderliegen. Aus der Abb. 1 ist sofort zu ersehen, daß man auf die Weise zwei Dreiecke erhält, welche als gemeinsame Basis den Wind nach Richtung und Stärke besitzen, während eine andere Seite dieser beiden Dreiecke, d. i. die Fahrtgeschwindigkeit gegenüber Luft in beiden Dreiecken von gleicher Größe ist. Ferner sind diese beiden Dreiecke die der gemeinsamen Basis gegenüberliegenden Abdriftwinkel α und α_1 bekannt bzw. gemessen. Der Winkel, welchen die beiden gleich langen Seiten des Dreieckes einschließen, ist ebenfalls bekannt und beträgt 45°. Die rechnerische Lösung ist somit nun ohne weiteres möglich, kommt jedoch praktisch nicht in Betracht, weil der Hauptvorzug dieser Anordnung in einer überaus einfachen und glücklichen mechanischen bzw. graphischen Auflösung des Problems besteht. Denke man sich in Abb. 1 an Stelle der Strahlen, welche die Fahrt-

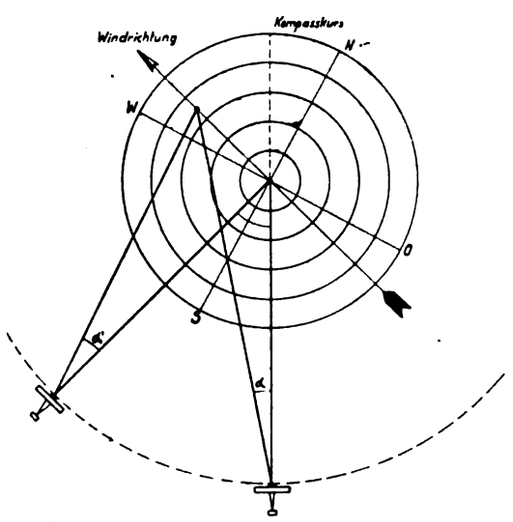


Abb. 1.

richtung über Grund bedeuten, an die beiden Flugzeugstandorte zwei schwenkbare Lineale gelegt, und hat man, wie in der Zeichnung dargestellt, eine Kompaßrose mit dem gesteuerten Kompaßkurs auf den Verbindungsstrahl — erster Flugzeugstandort — Mittelpunkt der Rose — eingestellt, so ergibt die Verbindungslinie Schnittpunkt der beiden Lineale — Mittelpunkt der Rose — den Wind nach Richtung und Stärke.

Diese mechanische Lösung erscheint so elegant, daß sie beinahe den Nachteil der doppelten Abdriftmessung auf verschiedenen Kursen aufwiegen würde. Dieses Urteil mag auf den ersten Blick vielleicht hart erscheinen; es soll aber später gezeigt werden, daß es über See praktisch unmöglich ist, einfach eine exakte Abdriftmessung durchzuführen, so daß über See die Abdriftmessung etwas umständlicher ausfällt, als man zunächst annehmen sollte. Eine zweimalige Abdriftmessung, die außerdem mit einem zweimaligen Kurswechsel verbunden ist, muß daher als umständlich bezeichnet werden, und ist eine einmalige Messung, die denselben Zweck erreicht, unter allen Umständen vorzuziehen, trotzdem die mechanische Lösung Coutinhos so überaus bestechend ist.

Von französischer Seite aus wurde vor etwa 13 Jahren von Daloz ein ganz origineller Vorschlag gemacht, um den Kurs über Grund und auch die Geschwindigkeit über Grund zu messen. Es

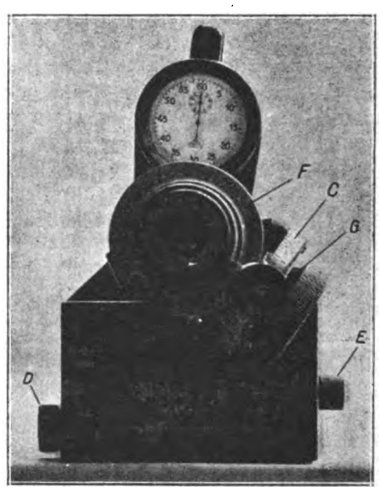


Abb. 2.

handelte sich im Prinzip um einen durchsichtigen Kompaß, gegen dessen Magnetsystem eine Strichplatte einstellbar war. Man stellte vor dem Abflug diese Strichplatte gegen das Magnetsystem auf den gewünschten Kurs ein und flog nun so, daß die Bodenobjekte längs dem Strich der Strichplatte wandern. Entsprechende Querstriche auf dieser Strichplatte ermöglichten auch eine Messung der Geschwindigkeit über Grund. Da man in neuester Zeit von einem sehr ähnlichen Projekt hört, ist es vielleicht nicht uninteressant, daß diese ganze Dalozsche Einrichtung vom Verfasser bereits vor 13 Jahren ausführlich mit Abbildungen im Jahrg. 1911 der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« auf S. 78 beschrieben wurde.[1]) In der damaligen Fassung der Dalozschen Anordnung erweckte dieselbe trotz der unleugbaren bestechenden Einfachheit der Einrichtung immerhin erhebliche Bedenken, da naturgemäß der Kompaß in seiner magnetischen Eigenschaft etwas leiden muß. Da der Magnetkompaß im Luftfahrzeug ohnehin eine Art Schmerzenskind ist, so dürfte er kaum noch eine zusätzliche Belastung vertragen. Es ist aber immerhin interessant, daß solche Projekte, die mehr als ein Jahrzehnt geschlummert haben, wieder auftauchen, und es mag auch nicht ausgeschlossen sein, daß sich jetzt vielleicht eine günstige mechanische Lösung finden läßt.

Das für die Luftschiffüberführung nach Amerika sowie den Amundsenschen Transpolarflug bestimmte Instrument der Goerz-Werke mißt gleichzeitig den Luvwinkel und die Geschwindigkeit über Grund. Man kann auch mit dem Instrument beliebig oft bzw. ständig den Luvwinkel als solchen überwachen. In Abb. 2 ist der Okularteil dieses vielfach erprobten Instrumentes abgebildet.[2]) Die Geschwindigkeitsmessung geht folgendermaßen vor sich:

Der Objektivkopf dieses Instrumentes ragt periskopartig nach unten etwas aus der Karosserie heraus und ist auf einer drehbaren, graduierten Platte montiert. Dem Objektiv vorgelagert ist ein Reflexionsprisma, mittels welchem man einen beliebigen Visurwinkel gegenüber der Vertikalen, die durch die Blase einer Fokuslibelle markiert wird, einstellen kann. Die Größe dieses Winkels in Graden kann man an der Meßtrommel *C* sowie auch im Gesichtsfelde des Fernrohrs direkt ablesen. Um die Geschwindigkeit über Grund zu messen, wird der Visurwinkel auf 0 und mittels des Kordelknopfes *D* die momentane Höhe eingestellt. Wenn irgend ein Objekt am Boden die Libellenblase passiert, wird die Stoppuhr in Gang gesetzt. Dann dreht man die Trommel *C* so, daß das Objekt ungefähr in der Blase bleibt. Beobachtet man im Gesichtsfelde, daß der Visurwinkel in die Nähe von 45° kommt, bringt man das Objekt genau zur Deckung und beim Passieren der 45° stoppt

[1]) Erste Veröffentlichung in der Revue Aérienne von Daloz.

[2]) Die ursprüngliche für andere Zwecke bestimmte Konstruktion stammt von Ober-Ing. Jakob.

Digitized by Google

man ab. Die von der Stoppuhr abgelesene Zeit wird nun mittels Kordelknopf E auf der Zeitskala eingestellt und die Stundengeschwindigkeit über Grund in km bzw. in Seemeilen abgelesen. Hat man gleichzeitig das ganze Instrument in der graduierten Fußplatte so gedreht, daß das anvisierte Objekt ständig mit der Libellenblase koinzidiert, so wird an der Gradteilung der Fußplatte gleichzeitig der Luvwinkel abgelesen. Wird das Instrument über See verwendet, wo es keine anvisierbaren Objekte am Boden gibt, so müssen Schwimmkörper abgeworfen werden. Diese Schwimmkörper fallen mit einer gewissen Rückdrift, welche bei der Messung berücksichtigt werden muß. Die Messung beginnt dann nicht bei 0°, sondern bei ungefähr dem Rückdriftswinkel des abgeworfenen Körpers. Es geht dann naturgemäß die zweite Visur über 45° hinaus, so daß auf jeden Fall die Meßstrecke gleich der Höhe des Beobachters über dem Boden ist. Dadurch, daß die Messung nicht bei der Null-

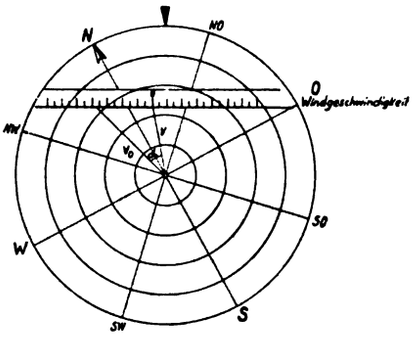


Abb. 3.

stellung beginnt, wird, wie später gezeigt werden wird, ein gewisser Fehler gemacht, der jedoch an Hand einer einfachen Tabelle korrigierbar ist. Soll ohne Geschwindigkeitsmessung lediglich der Luvwinkel kontrolliert werden, so befindet sich für diesen Zweck im Gesichtsfeld eine drehbare Strichplatte, welche so eingestellt werden kann, daß die Objekte am Boden oder auf See Schaumflecke usw. längs des Striches der Strichplatte laufen. Der Luvwinkel wird dann ev. mit Lupe G an der Skala F abgelesen.

Dieses Instrument gibt zunächst den Luvwinkel und die Fahrtgeschwindigkeit über Grund. Da der Kompaßkurs und die Geschwindigkeit durch Luft anderweitig als bekannt vorausgesetzt werden, sind im Stromdreieck, welches von der Fahrt durch Luft, der Fahrt über Grund und dem Winde gebildet wird, zwei Seiten und der eingeschlossene Winkel bekannt; der Wind nach Richtung und Stärke ist daher einfach ermittelbar. Im allgemeinen geht die Frage jedoch nicht nur nach Richtung und Stärke des Windes, sondern stipuliert sich folgendermaßen: »Welchen Kompaßkurs muß ich steuern, um einen bestimmten Kurs über Grund zu fahren, und mit welcher tatsächlichen Geschwindigkeit über Grund fahre ich dann?« Zur einfachen Lösung dieser navigatorischen Hauptfrage dient der Kurs- und Geschwindigkeitssucher, der im Prinzip folgendermaßen ausgebildet ist:

Auf einem Brettchen befindet sich drehbar eine Kompaßrose, die neben der radialen Richtungsteilung noch konzentrische Kreise, welche Geschwindigkeiten bedeuten, besitzt. Auf diesem Brettchen ist ferner ein Zelluloidlineal montiert, das parallel zu sich selbst verschiebbar ist, und eine Teilung im selben Maßstabe wie die konzentrische Teilung der Rose trägt (s. Abb. 3). Mit dem Luvwinkel- und Geschwindigkeitsmesser hat man Luvwinkel und Geschwindigkeit über Grund gemessen. Man markiert sich nun auf der Rose mittels Bleistiftkreuzen einmal den Ort nach Kompaß und Geschwindigkeit durch Luft und als zweites den Ort nach Luvwinkel und Geschwindigkeit über Grund. Nun dreht man die Rose, bis diese zwei Punkte in die Kante des verschiebbaren Lineals fallen. Dann hat man den Wind nach Richtung und Stärke. Die einfache Lösung der vorerwähnten Frage wird nun folgendermaßen erreicht: Man fährt mit dem Nullpunkt der Skala auf dem Lineal längs der gewünschten Fahrtrichtung über Grund auf der Rose entlang, bis der Skalateil, welcher der herrschenden Windgeschwindigkeit entspricht, sich auf der Peripherie des konzentrischen Kreises befindet, der der Geschwindigkeit durch Luft entspricht, und liest dann für den gewünschten Übergrundkurs den dazu gehörigen Kompaßkurs sowie die zu diesem Kurse gehörige Geschwindigkeit über Grund ohne weiteres ab.

Wie schon erwähnt, macht man bei der Bestimmung des Luvwinkels und der Fahrt über Grund einen Fehler, wenn die Messung nicht im Fußpunkte des Luftfahrzeuges begonnen wird. Dieser Fall tritt dann ein, wenn die Messung über See gemacht wird und man als Markpunkt einen Fallkörper benutzt, der sich durch Rauchentwicklung bzw. durch eine Flamme in der Nacht kennzeichnet. Dieser Körper wird beim Fallen stets gegen die Vertikale zurückbleiben, und zwar in der Kielrichtung des Luftfahrzeuges, so daß die Situation eintritt, wie sie durch Abb. 4 veranschaulicht ist. In Abb. 4 ist dieser Rückdriftwinkel des Fallkörpers mit φ bezeichnet, die Höhe mit h; infolgedessen beträgt die Strecke in der Kielrichtung auf dem Wasser, um welche der Anfangspunkt der Messung M gegen den Fußpunkt F des Luftfahrzeuges zurückbleibt, $h \cdot \operatorname{tg} \varphi$. Das tatsächliche Meßdreieck ist das Dreieck M—M'—N. Die Seiten des Dreiecks sind $v_0 \cdot t$, d. i. Geschwindigkeit durch Luft mal Beobachtungszeit; die Seite $x = v \cdot t$, d. i. das Produkt aus Geschwindigkeit über Grund mal Beobachtungszeit und der Seite $M'N$, d. i. die Windgeschwindigkeit mal Beobachtungszeit. Der Winkel bei M ist α_0, d. i. der tatsächliche Luvwinkel. Durch die Verlagerung von M aus F wird aber nicht dieses Dreieck gemessen, sondern ein anderes Dreieck, nämlich das Dreieck P—M'—N', bei dem die eine Seite ebenfalls die Größe von $v_0 \cdot t$ hat, während die Seite P—M' der Höhe h proportional ist. Gemessen wird ein Luvwinkel α_1, der gegenüber dem tatsächlichen Luvwinkel α_0 um den Winkel ψ differiert. Da, wie aus der Abb. 4 hervorgeht, auch die Grundgeschwindigkeit mit einem anderen Wert bestimmt wird als dem tatsächlichen, so ergibt sich für den gemessenen Wind sowohl in Richtung als Geschwindigkeit ein Fehler. Diese Fehlerbeträge in bezug auf Luvwinkel und Grundgeschwindigkeit lassen sich aus den in der Abb. 4 ersichtlichen Dreiecken folgendermaßen hinschreiben:

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha_1}{(\alpha + \operatorname{tg} \varphi) - \operatorname{tg} \varphi \cos \alpha_1} \quad \text{und}$$

$$x = v \cdot t = \frac{h \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \sin \alpha_1}{\sin \psi} \quad \text{bzw.} \quad v = v_1 \frac{\operatorname{tg} \varphi \sin \alpha_1}{\sin \psi}.$$

In der Zahlentafel (s. Seite 42) sind diese Fehler ausgewertet, unter der Annahme, daß die Meßstrecke am Boden gleich der Höhe sei, daß also der Proportionalitätsfaktor gleich 1 sei. Die Zahlentafel enthält für verschiedene Werte von φ und α_1 den Korrekturwinkel ψ des Luvwinkels und die Korrektur der Geschwindigkeit über Grund v in Prozenten der gemessenen Geschwindigkeit v_1. Man sieht, daß die gemachten Fehler sowohl mit der Größe des Winkels φ als auch mit der Größe des Luvwinkels wachsen und bei entsprechend großen Werten von φ und α nicht ohne weiteres zu vernachlässigende Werte annehmen können.

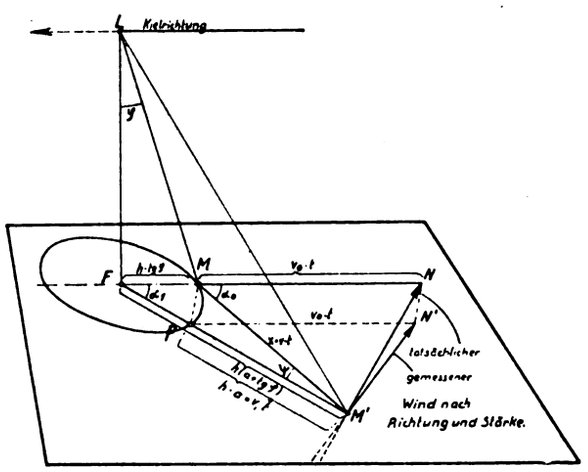


Abb. 4.

Es muß also das Bestreben dahin gehen, den Winkel φ möglichst klein zu halten, was bis zu einem gewissen Grade durch entsprechende Formgebung des Fallkörpers erreicht werden kann. Da diese Fallkörper aber auf dem Wasser schwimmen sollen, ihre Querschnittsbelastung daher nur klein sein kann, so wird man stets mit einem beträchtlichen Betrage von φ, der 10° wahrscheinlich überschreitet, rechnen müssen. Ein Blick in die beigegebene Zahlentafel zeigt jedoch, daß der Verlauf der Funktion ein sehr regelmäßiger ist, so daß man mit recht groben Eingängen ohne Interpolation arbeiten kann, also die Benutzung einer solchen Zahlentafel an sich noch keine besondere erhebliche Mehrbelastung des Beobachters darstellt.

Digitized by Google

Korrektur-Zahlentafel.

$\frac{\alpha_1}{\varphi}$		5°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°
10°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	0,9	1,7	2,6	3,4	4,2	4,9	5,6	6,2
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,1	0,3	0,7	1,2	1,8	2,7	3,6	4,6
12°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	1,1	2,1	3,1	4,1	5,0	5,9	6,7	7,4
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,1	0,4	0,9	1,5	2,3	3,3	4,5	5,9
14°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	1,2	2,5	3,7	4,8	5,9	6,9	7,8	8,6
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,1	0,5	1,1	1,9	2,9	4,1	5,5	7,0
16°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	1,4	2,8	4,2	5,5	6,7	7,9	8,9	9,8
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,1	0,6	1,3	2,2	3,4	4,8	6,5	8,3
18°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	1,6	3,2	4,7	6,2	7,6	8,8	10,0	11,0
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,2	0,6	1,4	2,6	3,9	5,6	7,5	9,6
20°	Luvwinkelkorrektur in Graden .	1,8	3,6	5,3	6,9	8,5	9,8	11,1	12,2
	Geschwindigkeitskorrektur in vH	0,2	0,7	1,7	2,9	4,6	6,5	8,6	11,0

Die Windmessung im Luftfahrzeug ist von großer Wichtigkeit. Es handelt sich hier nicht allein um die Kurs- und Geschwindigkeitsbestimmung des Luftfahrzeuges, sondern es handelt sich noch um weit mehr. Der Führer eines Luftfahrzeuges ist vermöge der ihm zu Gebote stehenden hohen Geschwindigkeit, welche der Fortpflanzungsgeschwindigkeit einer meteorologischen Depression, eines Sturmzentrums, beträchtlich überlegen ist, an sich in der Lage, jeder Sturmbahn auszuweichen, ja sogar seinen Kurs so zu wählen, daß er den in der gegebenen Situation für seine Zwecke günstigsten Wind haben kann. Der Führer eines Seeschiffes hat diese überlegene Geschwindigkeit in den meisten Fällen nicht zur Verfügung; dafür aber kann er viel einfacher Wind und Barometer beobachten, was dem Luftfahrzeugführer wiederum stark erschwert ist. Für die meteorologisch-strategische Navigation (wie ich sie nennen möchte) ist aber eine möglichst strikte Kontrolle des Windes und seiner Änderung unerläßlich, wenn er sich in Gegenden befindet, wo Stürme usw. häufig sind. Um die Beobachtungsmöglichkeiten für diesen Zweck vollständig zu machen, müßte das Luftfahrzeug außerdem noch mit Mitteln zur außerbarometrischen Höhenmessung ausgestattet sein. In diesem Fall wird sein Höhenmesser wiederum zum meteorologischen Instrument und kann seinem ursprünglichen Zweck der Luftdruckmessung wieder zugeführt werden. Von diesem Gesichtspunkt ausgehend, wird z. B. das Zeppelin-Luftschiff für seine transatlantische Fahrt neben den weiter oben beschriebenen Instrumenten zur Bestimmung des Windes auch noch mit Instrumenten ausgerüstet, um die Höhe außerbarometrisch messen zu können. Der Verfasser glaubt nicht zu weit zu gehen, wenn er der Ansicht ist, daß Luftschiffe für weite Fahrt früher oder später gesetzlich gezwungen sein werden, Instrumente zu führen, welche die Navigierung auch im meteorologisch-strategischen Sinne gestatten. Es ist die Frage offen, ob der Dixmuiden-Unfall eingetreten wäre, wenn der Führer des Luftschiffes die meteorologische Lage rechtzeitig erkannt und so manövriert hätte, daß er, statt seine Betriebsvorräte im direkten Kampfe gegen das Unwetter zu erschöpfen, es wenigstens zum Teil ausgenutzt hätte, einen Nothafen zu erreichen. Es ist bekanntlich ein sehr böser Wind, der nicht auch irgend etwas Gutes mit sich bringt.

Die Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs bei Luftschiffen.

Von W. Bleistein.

In der Technical-Note Nr. 89, National Advisory Committee for Aeronautics U. S. A., entwickelt Herr Munk Faustformeln zur Bestimmung der Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs für Luftschiffe. Er geht dabei von nebenstehender Abb. 1 aus, in der V die Eigengeschwindigkeit des Schiffes, W die Windgeschwindigkeit und V_1, V_2 und W_1, W_2 die bezüglichen Komponenten in Richtung des Reisekurses und senkrecht dazu sind. Indem er einmal den Gesamtwirkungsgrad der Maschinenanlage als konstant und ein anderesmal (und zwar für Geschwindigkeiten unter 65 mi/hr, ähnlich 29 m/s) als proportional der Geschwindigkeit veränderlich annimmt, errechnet er, daß das Minimum des Brennstoffverbrauchs erreicht wird, wenn im ersten Falle $V_1 = -\frac{3}{4} W_1 \pm \frac{3}{4} W$, im andern Falle $V_1 = -W_1 \pm W$ ist. Diese einfachen Formeln ergeben sich mit Hilfe eines an sich bewußten und als zulässig anzusehenden Fehlers, der das Resultat um wenige Prozent ungenau macht.

Ohne daß auf die Zulässigkeit der Fehlergröße eingegangen wird, muß als großer Nachteil der Faustformel bemängelt werden, daß sowohl der Ausdruck V_1 wie W_1 nur Begriffe sind, die an sich nicht existieren und daher nicht gemessen werden können, demzufolge zu ihrer Benutzung errechnet und zu ihrer Verwendung umgerechnet werden müssen. Wenn man sich nun auch damit begnügen wollte, daß die Formeln nur Hilfsmittel zur Erleichterung eines wesentlichen Teils des gesamten Ermittlungsverfahrens sein sollen, so muß leider das weitaus Meiste der von Herrn Munk daraus gezogenen Schlüsse und abgeleiteten Regeln verworfen werden, weil hier unbeabsichtigte erhebliche Fehler durch wiederholte Verwechslung der Größe V, also der Eigengeschwindigkeit des Luftschiffes, mit der Größe V_1, d. h. der Reisekurskomponente der Schiffsgeschwindigkeit, unterlaufen sind. Die daraus abgeleiteten Regeln gelten deshalb ausschließlich für den Fall, daß die beiden Größen identisch sind, daß also der Wind genau in oder gegen die Fahrtrichtung weht. Das Schaubild, das aus der Formel von Munk entwickelt ist, gibt deshalb auch nicht die Größe $V = f(W \pm W_1)$ sondern die Größe V_1. Mit dieser kann aber der Luftschiffführer unmittelbar nichts anfangen, weil für ihn immer nur V, ferner der Winkel zwischen V und der Kursrichtung und die Summe von $V_1 + W_1 = V_e$ meßbar sind. Auf diese Werte sollte man infolgedessen auch bei der Hilfe, die man dem Führer geben will, hinauskommen. Ebenso können auch nur diese Größen Ausgangspunkte für die Ermittlung der Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs sein.

Es ist natürlich möglich, Zahlentafeln oder Schaubilder aufzustellen, aus denen man bei Annahme eines beliebigen Zustandes, für den die drei meßbaren Größen bekannt sind, unmittelbar die dem geringsten Brennstoffverbrauch entsprechenden ablesen kann. Derartige Hilfsmittel würden jedoch umfangreicher ausfallen, als der, wie unten gezeigt wird, nicht allzu erheblichen Verwendungsmöglichkeit des ganzen zukommt. Es ist deshalb besser, wie auch Munk vorsieht, zunächst Stärke und Richtung des Windes in bekannter Weise zu ermitteln, dann aber nicht auf die Komponenten $V_1 + W_1$ einzugehen, sondern unmittelbar den Winkel α zwischen Windrichtung und Reisekurs zu benutzen; das entspricht auch durchaus der Rolle, die dieser Winkel für jede Aufgabe der Navigation und ebenso für die Veränderlichkeit der Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs hat.

Bevor nun auf die Entwicklung einer anderen Bestimmungsgleichung eingegangen wird[1]), sind noch einige Worte über die Beurteilung der Größe des Wirkungsgrades der gesamten Maschinenanlage zu sagen. Es ist nicht einzusehen, weshalb Herr Munk die Grenze für die Konstanz des Wirkungsgrades bei 65 mi/hr (ähnlich 29 m/s) zieht. Man nimmt im allgemeinen mit hinreichender Genauigkeit an, daß sich die Geschwindigkeit mit der dritten Wurzel aus der Leistung ändert. — Solange nun die vom Propeller abgegebene Leistung proportional dem Brennstoffverbrauch bleibt, d. h. der Gesamtwirkungsgrad der Maschinenanlage konstant ist, ändert sich der Brennstoffverbrauch mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit. Folgt der Wirkungsgrad einem andern Gesetz — und man kann mit Munk annehmen, daß er sich bei gewissen Geschwindigkeiten proportional der Geschwindigkeit ändert —, so wird auch der Brennstoffverbrauch entsprechend beeinflußt. Zur

[1]) S. ZFM 1913, Heft 2, Dipl.-Ing. C. Wieselsberger, Göttingen, »Der Flug bei geringstem Brennstoffverbrauch«.

Digitized by Google

Beurteilung bis zu welcher Grenze der Wirkungsgrad konstant bleibt, muß man jedoch stets individuell vorgehen und kann nicht allgemein eine Durchschnittsgröße wählen. Man darf nur etwa sagen: Innerhalb eines größeren Bereichs der Geschwindigkeit, für die das betreffende Schiff vorzugsweise gebaut ist, für die also der Wirkungsgrad ein Maximum ist, wird er auch annähernd konstant sein. Demzufolge wird ein Schiff, dessen normale Geschwindigkeit etwa bei 25 m/s liegt, noch vielleicht bis unter 20 m/s einen annähernd

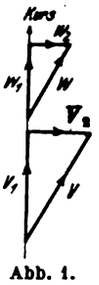


Abb. 1.

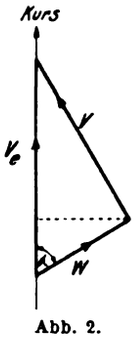


Abb. 2.

konstanten Wirkungsgrad haben. Ja, es wird sich sogar nicht umgehen lassen, daß bei Schiffen, deren Höchstgeschwindigkeit über der normalen liegt (wenn eben gerade auf diese Rücksicht genommen wurde) der Wirkungsgrad bei höherer Geschwindigkeit wieder abnimmt. Es ist deshalb hier zunächst nur der Fall des konstanten Wirkungsgrades betrachtet.

Der Brennstoffverbrauch je Streckeneinheit ist proportional $\frac{V^3}{V_e}$ und wird ein Minimum, wenn

$$\frac{d\,\frac{V^3}{V_e}}{dV} = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

Aus den Beziehungen der Abb. 2 ergibt sich:

$$V_e = \sqrt{V^2 - W^2 \sin^2\alpha} + W\cos\alpha \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

und

$$\frac{d\,\frac{V^3}{\sqrt{V^2 - W^2\sin^2\alpha} + W\cos\alpha}}{dV} = 0 \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Durch Differentiation und Auflösung erhält man schließlich

$$V = \pm W \sqrt{\frac{3}{8}\left(4 - \cos^2\alpha \pm \cos\alpha\sqrt{8 + \cos^2\alpha}\right)}$$

und als Bestimmungsgleichung für das Minimum

$$V = W\sqrt{\frac{3}{8}\left(4 - \cos^2\alpha - \cos\alpha\sqrt{8 + \cos^2\alpha}\right)} \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

Die zugehörige Reisegeschwindigkeit wird

$$V_e = W\left[\sqrt{\frac{1}{8}\left(4 + 5\cos^2\alpha - 3\cos\alpha\sqrt{8 + \cos^2\alpha}\right)} + \cos\alpha\right]. \quad (5)$$

An Stelle dieser komplizierten Ausdrücke eine Gedächtnisregel zu setzen, die Anspruch auf hinreichende Genauigkeit macht und nur die Größen V, α und W enthält, ist nicht möglich. Man kann aber dem Führer eine einzige Zahlentafel oder ein einziges Schaubild in die Hand geben, aus denen alles Wünschenswerte zu entnehmen ist, und zwar gültig ein- für allemal und für jedes Schiff; also nur ein Blatt mehr zu all den Hilfsmitteln der modernen Luftschiffnavigation, zu denen Tafeln aller Arten eo ipso gehören.

Zu diesem Zweck ist nachstehende Zahlentafel für Windgeschwindigkeiten von 5 zu 5 Einheiten der Geschwindigkeit (m/s oder mi/hr), und zwar von 0 bis 40 und für α von 10 zu 10°, und zwar von 0 bis 180° errechnet. Hiermit ist ausreichend genaue Interpolation möglich.

Die Werte dieser Zahlentafel sind in der Abb. 3 zusammengetragen und dem Führer dürfte mit diesem Blatt jedenfalls mehr gedient sein als mit der Belastung seines Gedächtnisses durch eine Reihe von Regeln, deren Wert zweifelhaft ist. Bei der Benutzung wird die Geschwindigkeit des Windes und seine Richtung zum Kurse zunächst ermittelt, dann geht man auf der Abszisse für den ermittelten Winkel hoch bis zu ihren Schnittpunkten mit den Kurven der zugehörigen Windgeschwindigkeit. Die Ordinaten dieser Schnittpunkte geben die Größen der Eigengeschwindigkeit des Schiffes für kleinsten Brennstoffverbrauch (ausgezogene Kurven) und die damit zu erreichende Reisegeschwindigkeit (gestrichelte Kurven).

Um nun ein Urteil über die Bedeutung der Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs bilden zu können, ist mit Munk angenommen, daß im allgemeinen eine Reisegeschwindigkeit von weniger als 22,5 m/s für Verkehrsfahrten als zu gering angesehen werden muß. Es ist ferner angenommen, daß ein Luftschiff eine Höchstgeschwindigkeit von etwa 35 m/s besitzt. In dem Schaubild sind die Ordinaten $V = 35$ m/s und $V_e = 22{,}5$ m/s hervorgehoben. Die erste schneidet den oberen Teil der Kurvenschar für V ab, der nicht erreichbar ist, und die andere den unteren Teil der Kurvenschar V_e, der für Verkehrszwecke nicht ausreicht. Weiter sind diejenigen Punkte auf den Kurven von V_e miteinander verbunden, für die $V = 35$ m/s wird. Diese Verbindungslinie ist die obere Grenzkurve der für ein Schiff mit 35 m/s Eigengeschwindigkeit erreichbaren Reisegeschwindigkeiten kleinsten Brennstoffverbrauchs. Für den Verkehr kommen also nur solche Reisegeschwindigkeiten in Frage, die innerhalb der Abszisse für $\alpha = 0°$, der Ordinate $V_e = 22{,}5$ m/s und der oberen Grenzkurve liegen, d. h. also: für Verkehrsfahrten kann nur dann die günstigste Geschwindigkeit in Frage kommen, wenn der Wind eine Stärke von mindestens 22,5 m/s besitzt und Schiebewind ist. Die übrigen erreichbaren Größen niedrigerer Reisegeschwindigkeiten kleinsten Brennstoffverbrauchs haben nur dann Bedeutung, wenn die Führung gezwungen ist, die Ersparnis an Benzin gegenüber allen andern Rücksichten anzustreben. Ein solcher Fall wird meistens nur in Verbindung mit irgendeiner Gefahr für das Schiff eintreten, und dann kann die Kenntnis der Größe der günstigsten Geschwindigkeit ein wertvolles Mittel zur Bekämpfung dieser Gefahr werden.

Die Zahlentafel und Abb. 3 haben den Nachteil, daß im allgemeinen eine Interpolation nicht zu umgehen ist, und daß die vielen Werte und Kurven die Übersichtlichkeit beeinträchtigen. Dieser

Zahlentafel 1.

$W = 5$			10		15		20		25		30		35		40	
α	V	V_e	V	V_e	V	V_e	V	V_e	V	V_e	V	V_e	V	V_e	V	V_e
0°	0	5	0	10	0	15	0	20	0	25	0	30	0	35	0	40
10°	0,87	4,97	1,74	9,95	2,61	14,92	3,48	19,90	4,35	24,87	5,22	29,84	6,09	34,82	6,96	39,79
20°	1,72	4,90	3,44	9,80	5,16	14,70	6,88	19,59	8,60	24,49	10,32	29,39	12,04	34,29	13,76	39,20
30°	2,54	4,78	5,08	9,57	7,62	14,35	10,16	19,13	12,70	23,92	15,24	28,70	17,78	33,48	20,32	38,26
40°	3,31	4,62	6,62	9,24	9,93	13,86	13,24	18,48	16,55	23,10	19,86	27,72	23,17	32,34	26,48	36,96
50°	4,02	4,43	8,04	8,86	12,06	13,29	16,08	17,72	20,10	22,15	24,12	26,58	28,14	31,01	32,16	35,44
60°	4,66	4,22	9,32	8,43	13,98	12,65	18,64	16,86	23,30	21,08	27,96	25,30	32,62	29,51	37,28	33,13
70°	5,22	3,99	10,44	7,98	15,66	11,96	20,88	15,95	26,10	19,94	31,32	23,92	36,54	27,91	41,76	31,90
80°	5,71	3,76	11,42	7,52	17,13	11,28	22,84	15,04	28,55	18,80	34,26	22,55	39,97	26,31	45,68	30,07
90°	6,12	3,54	12,25	7,07	18,38	10,60	24,50	14,14	30,62	17,68	36,75	21,21	42,88	24,75	49,00	28,28
100°	6,47	3,32	12,94	6,65	19,41	9,98	25,88	13,30	32,35	16,62	38,82	19,95	45,29	23,28	51,76	26,60
110°	6,75	3,13	13,50	6,27	20,25	9,40	27,00	12,54	33,75	15,67	40,50	18,80	47,25	21,94	54,00	25,07
120°	6,97	2,97	13,95	5,93	20,92	8,90	27,90	11,86	34,88	14,83	41,85	17,79	48,82	20,76	55,80	23,72
130°	7,15	2,82	14,30	5,64	21,45	8,47	28,60	11,29	35,75	14,11	42,90	16,94	50,05	19,76	57,20	22,58
140°	7,28	2,71	14,57	5,41	21,86	8,12	29,14	10,82	36,42	13,53	43,71	16,23	51,00	18,94	58,28	21,64
150°	7,38	2,62	14,76	5,23	22,14	7,84	29,52	10,46	36,90	13,08	44,28	15,69	51,66	18,30	59,04	20,92
160°	7,45	2,55	14,90	5,10	22,35	7,65	29,80	10,20	37,25	12,76	44,70	15,31	52,15	17,86	59,60	20,41
170°	7,48	2,51	14,97	5,02	22,46	7,54	29,94	10,05	37,42	12,56	44,91	15,08	52,40	17,59	59,88	20,10
180°	7,50	2,50	15,00	5,00	22,50	7,50	30,00	10,00	37,50	12,50	45,00	15,00	52,50	17,50	60,00	20,00

Digitized by Google

Übelstand läßt sich durch eine andere Darstellung vermeiden, wobei allerdings jeweils eine kleine Rechnung mit in den Kauf genommen werden muß. Schreibt man nämlich die Bestimmungsgleichung

$$V = W \sqrt{\frac{3}{8}(4 - \cos^2\alpha - \cos\alpha \sqrt{8 + \cos^2\alpha})}$$

in der Form

$$\frac{V}{W} = \sqrt{\frac{3}{8}(4 - \cos^2\alpha - \cos\alpha \sqrt{8 + \cos^2\alpha})}, \quad \ldots \quad (6)$$

so erhält man einen dimensionslosen Wert, der nur mit $\sphericalangle \alpha$ ver-

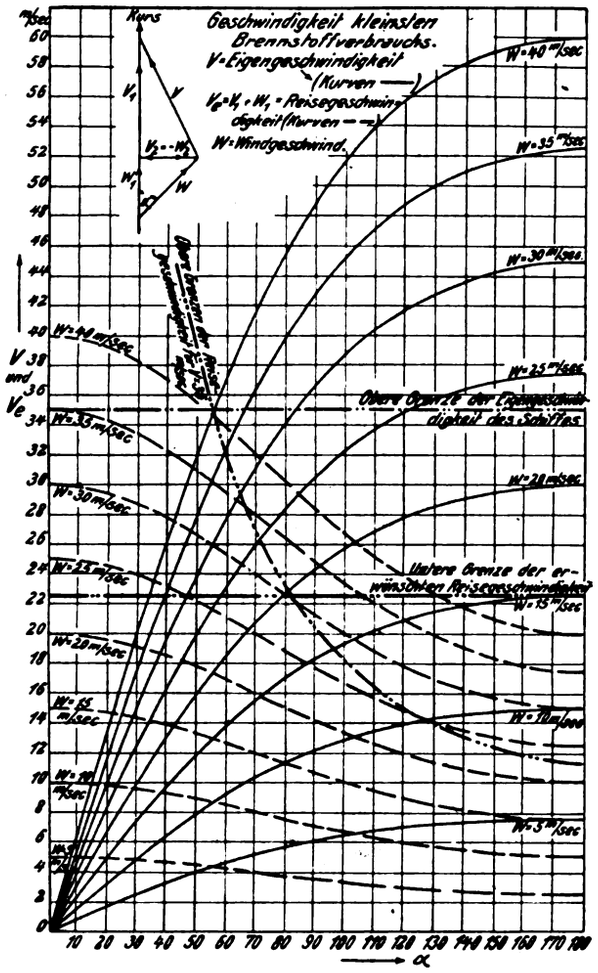


Abb. 3.

änderlich ist. Die einmal errechnete Kurve für $\frac{V}{W}$ gilt für alle Windgeschwindigkeiten. Abb. 4 Kurve *I* ist $\frac{V}{W} = f(\alpha)$ dargestellt. Will man nun V bestimmen, so nimmt man den zum bekannten Winkel α gehörigen Wert von $\frac{V}{W}$ und multipliziert ihn mit der ebenfalls bekannten Windgeschwindigkeit.

In gleicher Weise erhält man V_e aus Kurve *I'*, die aus Gleichung (5) zu

$$\frac{V_e}{W} = \sqrt{\frac{1}{8}(4 + 5\cos^2\alpha - 3\cos\alpha \sqrt{8 + \cos^2\alpha})} + \cos\alpha. \quad (7)$$

errechnet ist.

Um nun noch der Veränderlichkeit des Wirkungsgrades gerecht zu werden, wurde das gleiche Verfahren angewendet für den Fall, daß sich der Wirkungsgrad proportional der Geschwindigkeit ändert. Der Brennstoffverbrauch je Streckeneinheit wird sodann proportional $\frac{V^2}{V_e}$, und er wird ein Minimum, wenn

$$\frac{d\frac{V^2}{V_e}}{dV} = 0 \quad \ldots \quad (8)$$

$$\frac{d\frac{V^2}{\sqrt{V^2 - W^2\sin^2\alpha} + W\cos\alpha}}{dV} = 0$$

Hieraus wird als Bestimmungsgleichung des Minimums gefunden

$$V = 2W \cdot \sin\frac{1}{2}\alpha \quad \ldots \quad (9)$$

und die zugehörige Reisegeschwindigkeit zu

$$V_e = W \quad \ldots \quad (10)$$

Wieder sind die Werte für $\frac{V}{W}$ und $\frac{V_e}{W}$ in Abb. 4 eingetragen, und zwar:

Kurve *II* $\frac{V}{W} = 2\sin\frac{1}{2}\alpha$ . . . . . (11)

und

Kurve *II'* $\frac{V_e}{W} = 1$ . . . . . (12)

Geschwindigkeiten kleinsten Brennstoffverbrauchs.

Kurve $I = V/W$, $I' = V_e/W$ } für η = const.

$II = V/W$, $II' = V_e/W$ } für η proportional V.

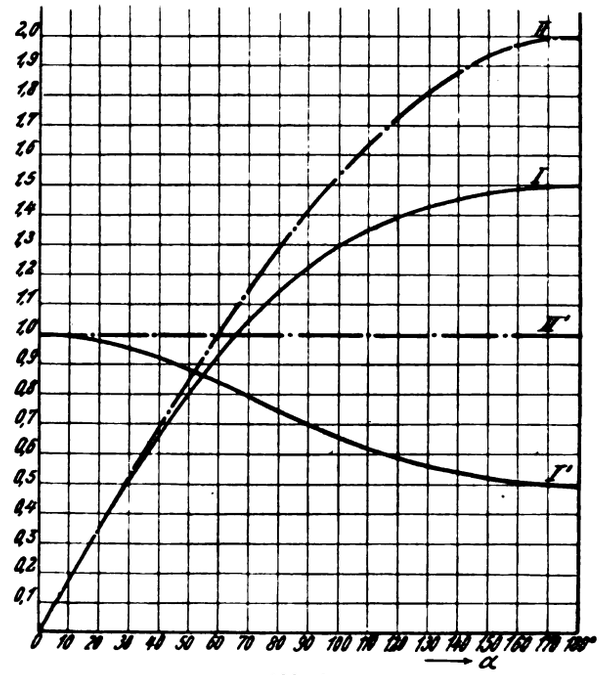


Abb. 4.

Aus Gleichung (10) folgt, daß die Reisegeschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs stets gleich der Windgeschwindigkeit ist, wenn der Wirkungsgrad sich proportional der Schiffseigengeschwindigkeit ändert. (Wird $\alpha = 60^0$, so sind alle drei Geschwindigkeiten einander gleich, also $W = V = V_e$).

Will man trotz aller vorstehend geäußerten Bedenken doch noch eine Faustformel für die Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs aufstellen, so muß sie lauten:

Mache deine Reisegeschwindigkeit gleich der Windgeschwindigkeit.

Bei starkem Gegenwind nimm sie niedriger, und zwar bis herab zu etwa der halben Windgeschwindigkeit.

Dies folgt aus einem Vergleich der Kurven *I* mit *II* und *I'* mit *II'*. Für die Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs spielt der Einfallwinkel von W bis zu einem gewissen Grade eine größere Rolle, als die Veränderlichkeit des Wirkungsgrades. Bis etwa $\sphericalangle \alpha = 40^0$ sind daher die Kurven *I* und *II* für den praktischen Gebrauch identisch. Dementsprechend sind auch bis zu demselben Winkel die Werte der Kurven *I'* und *II'* für die Reisegeschwindigkeit einander annähernd gleich. Erst mit zunehmendem Winkel werden die Unterschiede größer und bei starkem Gegenwind ist der Wirkungsgrad allerdings von nicht unbeträchtlichem Einfluß. Es muß dem Führer überlassen bleiben, auf Grund seiner Erfahrungen und der Ergebnisse bei den Versuchsfahrten seines Schiffes jeweils den richtigen Wert zwischen den beiden Kurven herauszugreifen.

Digitized by Google

Bücherbesprechungen.

„Hütte“, Des Ingenieurs Taschenbuch. Herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, E. V. in Berlin. 24. Auflage. Berlin 1923. Verlag: Wilhelm Ernst & Sohn. II. Band. Kl. 8°. XIX und 1288 S. Preis geb. 12 G.-M.

Im Gegensatz zum ersten Bande, der hier eingehend besprochen wurde (ZFM 14, Nr. 17/22 vom 21. Nov. 1923, S. 162/163), und wie der dritte, der demnächst erscheint und wegen seiner Abschnitte über angewandte Statik, Strömungs- und Verkehrstechnik gewürdigt werden soll, läßt der zweite Band der »Hütte« die unmittelbare Beziehung zur Luftfahrt vermissen, wenn man gelegentliche Erwähnung der Leicht- und Flugmotoren (z. B. S. 304, 324) ausnimmt.

Doch bietet dieser zweite Band gerade die richtigen Anknüpfungspunkte für eine Besprechung in unserem Sonderheft »Luftfahrt und Technik«.[1]) Denn er zeigt in dem, was er bringt, und in dem, was er uns noch vorenthält, wie weit die Fortschritte der Luftfahrt die ganze übrige Technik befruchten konnten, und wo es noch nicht hinreichend geschah.

Aus dem 1. Abschnitt »Kraftmaschinen« seien nur die Kapitel über Windräder — die neuesten, luftschraubenähnlichen, tragflügelartig gebauten Formen konnten wohl noch nicht gebracht werden — Dampfturbinen — hier vermissen wir einen Hinweis auf die Bestrebungen, Hydraulik und flugtechnische Hydrodynamik zur Turbinenberechnung zu vermählen, in dem sonst sehr begrüßenswerten theoretischen Teil — und Verbrennungsmotoren (der Behandlung der Flugmotoren war oben schon gedacht) erwähnt. Der 2. Abschnitt »Meßkunde« aus der Feder von Gramberg, der auch an Flugzeugen forschend und messend tätig war, bringt natürlich vieles, was zum Erläutern auch unserer Sondermeßgeräte dienen kann und umgekehrt das Eindringen der luftfahrtechnischen Meßkunde in andere Gebiete erweist. Es ist eine knappe, recht vollständige Übersicht über Verfahren und Geräte zu Drehzahl-, Druck-, Mengen-, Leistungs-, Wärme-, Feuchtigkeits- und feuerungstechnischen Messungen.

Von den weiteren Abschnitten, Arbeitsmaschinen, Schiff- und Schiffsmaschinenbau, Automobilbau, Beleuchtung und Elektrotechnik, bietet vor allem der Fahrzeugbau, von den Treibschrauben der Schiffe bis zum Luftwiderstand der Kraftwagen, von der tragenden Außenhaut bis zum gefederten Rad, mancherlei Fäden, die sich zur Luftfahrt hin und zurück knüpfen lassen. —

Daß der II. Band wesentlich erweitert und umgearbeitet wurde, vor allem in den Kapiteln Dampfkessel, Dampfmaschinen und einigen der obenerwähnten Abschnitte, daß ein Kapitel: Prüfung elektrischer Maschinen hinzugekommen, daß der Umfang um 206 Seiten gewachsen ist, darf nicht unerwähnt bleiben. Im einzelnen auch nur das Neue zu würdigen, hieße ein kleines Buch schreiben.

Eine Kritik des Ganzen wäre vermessen: Die »Hütte« ist eben die »Hütte«, immer die alte und doch unermüdlich sich erneuernd. Noch lieber wäre sie uns freilich, wenn hinter den Abschnitten für Schiffe und Autos auch die Luftfahrzeuge ihren wohlverdienten Platz in einem eignen Abschnitt fänden! Everling.

Technische Schwingungslehre. Von Wilh. Hort. 2. Auflage. Springer, Berlin 1922. VIII u. 828 S., 423 Abb. Preis Grundzahl M. 20.

Die 2. Auflage dieses Buches ist gegenüber der ersten 1910 erschienenen Auflage sehr bedeutend erweitert. Es sind ungefähr alle technisch wichtigen Fälle von Schwingungsvorgängen behandelt oder wenigstens gestreift. Mit einem bewundernwerten Fleiß hat der Verfasser alle wesentlichen Literaturnachweise zu den einzelnen Abschnitten zusammengetragen und in einem 30 S. starken Verzeichnis am Schluß des Buches zusammengestellt. Ein Sachverzeichnis und ein Namensverzeichnis, letzteres mit Hinweisen auf Text und Literaturverzeichnis, gestatten eine leichte Auffindung jeder Einzeldarlegung und jedes Literaturhinweises. Das Buch, das vom Verfasser als ein Handbuch für Ingenieure, Physiker und Mathematiker bezeichnet wird, ist so geschrieben, daß jeder Abschnitt für sich gelesen werden kann, es ist also für die Orientierung über Einzelprobleme besonders geeignet. Mir scheint es aber doch etwas an Überfülle des Stoffes zu leiden; eine geschlossenere Darstellung, mehr nach den anzuwendenden Methoden, als nach den einzelnen Gegenständen geordnet, wäre vom Standpunkt des lehrhaften Aufbaues der Schwingungslehre nach meinem Empfinden vorzuziehen gewesen. Man hätte dann auch eine größere Vertiefung in den Einzelheiten erreichen können. Aber vielleicht hat der Verfasser auf den Wert des Buches als Nachschlagebuch und Literaturführer das größere Gewicht legen wollen.

[1]) Anm. der Schriftleitung: Die Besprechung konnte wegen Platzmangels in jenes Sonderheft nicht aufgenommen werden.

Um über den Umfang des behandelten Stoffes ein Bild zu geben, sei erwähnt, daß nach einer Reihe von Beispielen über ungedämpfte, gedämpfte und erzwungene Schwingungen Abschnitte über Instrumente zur Aufzeichnung von Schwingungen, über analytische und graphische Methoden zur harmonischen Analyse und zur Behandlung von Differentialgleichungen folgen. Ein Abschnitt bringt eine Einführung in die Methoden der analytischen Mechanik. Dann folgen in langer Reihe die technischen Anwendungen, aus denen hier die folgenden Stichworte herausgegriffen werden mögen:

Fundamentschwingungen, kritische Drehzahlen, Torsionsschwingungen, Massenausgleich der Kurbelgetriebe; Zentrifugalpendel, Drehpendel-Tachometer, Kraftmaschinenregulierung, Steuerung von Schiffen, Schiffsschwingungen; Schwingungen und Stabilität von Luftschiffen und Flugzeugen (nur erstere weiter ausgeführt), Kreiseltheorie, Kreisel als Kompaß und Orientierungsgerät.

Schwingungen elastisch-fester Körper (Saiten, Platten, Membranen, Schiffskörper, Brücken, Schraubenfedern usw.), Wasserwellen, periodische Wirbelbewegungen, Schwingungen bei hydraulischen Maschinen; Schall, Bauakustik, Schwingungen von Gasen in den Rohrleitungen von Kolbenmaschinen, Strömungen mit Überschallgeschwindigkeit. Elektromechanische Schwingungen und Stabilität bei elektrischen Maschinen, Schallsender und -empfänger, gekoppelte Schwingungen, Schwingungserzeugung im Lichtbogen und in Vakuumröhren, Schwingungen in geraden Leitern, (Wechselstromübertragung, Kabelprobleme, Wanderwellen, Kettenleiter), Ausstrahlung elektrischer Wellen, Senden und Empfang in Antennen.

Es folgt noch ein Abschnitt über Schwingungen mit endlicher Amplitude, über Schüttelschwingungen und ähnliche Dinge. Zum Schluß werden in einem Anhang die Hauptformeln der Vektoranalysis angegeben und die Haupteigenschaften der Hyperbelfunktionen und der elliptischen Funktionen mitgeteilt.

Von dem ganzen Gebiet habe ich nur zwei Dinge als nicht behandelt vermißt, die m. E. nicht übergangen werden sollten, einmal die Theorie der Hauptschwingungen (Hauptkoordinaten) und dann eine in sich geschlossene Wellenlehre, die der der Saitenschwingungen, Wasserwellen usw. voranzustellen wäre und in der besonders die lehrreichen Theorien der Gruppengeschwindigkeit (Wellengruppen) zu behandeln wären. Möchte dem Buch eine 3. Auflage beschieden sein, in der diese und andere Dinge dann Platz finden können! Prandtl.

Die Truppenführung. Ein Handbuch für den Truppenführer und seine Gehilfen, bearbeitet von v. Cochenhausen, Berlin, E. S. Mittler, 1924, 278 Seiten, 2 Tafeln.

Wenn auch nicht unmittelbar zum Arbeitskreise der ZFM gehörig, verdient das Werk doch besondere Erwähnung. Die Behandlung der militärtechnischen Fragen als Spezialwissen in der Armee vor dem Kriege erwies sich im Krieg als ein bedauerlicher Fehler. Das Streben der obersten Führung im Kriege, hier Wandel zu schaffen, mußte beim Umfange der erforderlich werdenden Umstellung Stückwerk bleiben. Es ist bekannt, wie gleichwohl die vom langdauernden Kriege ausgelösten Energien weite Gebiete des industriellen und wissenschaftlichen Fortschrittes auf den Bedarf des Kampfes umzustellen wußten.

Das vorliegende Buch zeigt, daß das kleine Reichsheer gewillt ist, im weiteren Ausmaße der technischen Kriegserfahrung durch deren Übertragung in die Truppenführung Rechnung zu tragen.

Die Fliegerwaffe ist auf das sorgfältigste in zahllosen eingestreuten Bemerkungen und in ganzen besonderen Abschnitten berücksichtigt worden. Über den Rahmen der überwiegend auf den einstigen Stellungskrieg eingestellten Kriegserfahrung hinaus sind Gesichtspunkte für die Verwendung der Luftstreitkräfte bei anderen Formen der Kriegsführung, wie beispielsweise im Bewegungskrieg und bei den einzelnen Phasen jedes Kampfes gegeben. Der schädliche Wahn, als sei die Führung von Fliegerverbänden eine schwarze Kunst, wird hier gründlich zerstört.

Der ehemalige Kriegsflieger kann manche neuen Gesichtspunkte lernen und auch Studien über die Führung von Fliegerverbänden anstellen. Das letztere Gebiet hat ja der Masse der ausübenden Flieger im Felde fernergelegen.

Dem kleinen Reichsheer aber kann man nur wünschen, daß seine — immer nur theoretische — Ausbildung durch Berücksichtigung solch wichtiger Lehren gute Fortschritte machen möge.

Wenn uns auch die Waffe selbst schamlos entrissen wurde, der Geist ist nicht zu rauben, wo nur ein Wille ist.

A. Baeumker.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [02] und laufende Nummer [01 usw.])

Flugzeuge. Der amerikanische DeHaviland-Doppeldecker, vor allem DH-4, hat neben den Curtiss »Jennies« seit 1918 im Heere die größte Rolle gespielt. 1920 wurde der Hauptbenzinbehälter, der bis dahin bedrohlich hinter dem Führer saß, vor ihn verlegt und das Instrumentenbrett umgebaut. Von diesem DH-4 B baute die L. W. F. Engineering Corporation 150, die Aeromarine Plane und Motor Corporation und die Gallaudet Aircraft Corporation je 50. Ende 1921 wurden 200 DH-4 B-Flugzeuge von der Boeing Airplane Company, der Wittman Aircraft Corporation, der Aeromarine und der Thomas Morse Aircraft Corporation umgebaut. Von den 12 Änderungen ist die Beseitigung der Druckbenzinanlage und die Verbesserung des Fahrgestells hervorzuheben. Ende 1922 wurden Neigungs- und Wendezeiger eingebaut und Bombenabwurfvorrichtung wie Funkausrüstung verbessert, auch der Schwanzsporn verstärkt.

Damals schlug Boeing statt des hölzernen Rumpfes einen geänderten aus geschweißtem Stahlrohr vor und erhielt einen Auftrag auf 50 Stück, von denen Probeausführung, mit Sand belastet, höhere Sicherheit als die Vorbilder zeigte. Der Führersitz wurde zur Unterbringung eines Fallschirmes umgebaut; dieser DH-4 M wird bis zum Frühjahr geliefert werden.

Der geplante DH-4 M 1 hat die Betriebstoffbehälter in den Flügeln, bessere Radreifen und Lichtbildausrüstung (Kammer K-3), ferner an Stelle des Hauptbenzinbehälters im Rumpf einen Gepäckraum, nur 1 MG und Verbesserungen am Instrumentenbrett. Die Engineering Division sieht 2 Behälter in den Unterflügeln, Boeing dagegen geändertes Profil (Göttingen 436), Zweistielerbauart mit Stromliniendrähten und geteiltes Fahrgestell mit 2 Benzinbehältern im mittleren Vorderflügel vor. Modellversuche sollen entscheiden. — *G. W. Carr*, The De Haviland Aeroplane and Its Modifications; U. S. Air Services **9**, Nr. 1, Januar 1924, S. 21 bis 24 (8 Sp., 2 Lichtb. des Rumpfes von DH-4 M aus geschweißtem Stahlrohr und der Motorlagerung zeigen Rahmen und Schrägversteifungen, 1 Lichtbildskizze des Instrumentenbrettes und der Inneneinrichtung). *E.* 40201.

Flugzeuge. Ein Flugboot mit Ganzmetallrumpf, das erste amerikanische, ist der neue Aeromarine-Druckschraubenverkehrsdoppeldecker für 5 bis 7 Reisende, 2 Mann Besatzung dahinter, aber noch vor dem Flügelvorderholm. Boot und Leitwerk aus Metall, Flügel und Leitwerk mit Stoff bespannt, Rumpf mit Metallblech von mindestens 0,1 mm (?), am Boden 1,6 mm. Alle Rahmen von einheitlichem U-Profil mit verschiedener Windstärke. Fugen doppelt genietet und mit Asphaltstoff wasserdicht gemacht. Boden vor der Stufe 152° V, hinten weniger (?), steigt von der Stufe ab nach hinten um 8°. Höhenflossen verstellbar; Seitenruder wie gewöhnlich, Querruder mit »Paddeln« ausgeglichen, so daß die kugelgelagerte Steuerung sehr leicht geht.

Spannweite	oben	19,8 m	unten	14,8 m
Flügeltiefe	»	2,13 m	»	1,55 m
Einstellwinkel	»	4,5°	»	4,5°
V-Form	»	0°	»	3°
Pfeilform	»	0°	»	0°
Profil Aeromarine	»	Nr. 2	»	Nr. 6
Fläche, oben (mit Querrudern)		40,2 m²	»	20,3 m²
Fläche der Höhenflossen		4,9 m²		
Fläche der Höhenruder		3,3 m²		
Fläche der Kielflosse		2,0 m²		
Fläche des Seitenruders		2,0 m²		
Länge über alles		10,0 m		
Fluggewicht		2,8 t		
Leergewicht mit Wasser		1,7 t		
Zuladung		1,1 t		
Flächenbelastung		45,7 kg/m²		
Leistungsbelastung		7,6 kg/PS		
Höchstgeschwindigkeit		150 kg/h	bei	1700/min
Betriebsgeschwindigkeit		120 km/h	bei	1400/min
Mindestgeschwindigkeit		90 km/h	bei	1150/min
Landegeschwindigkeit (geschätzt)		75 km/h		
Gipfelhöhe		4,3 km		
Steigfähigkeit		1 km	in	10 min

Aeromarine's New Flying Boat, First All Metal Hull Flying Boat to be Build in America; U. S. Air Service **8**, Nr. 12 vom Dezember 1923, S. 48 und 49 (3½ Sp., 3 Lichtb. des Bootes, des Rumpfes und der Kühleranlage). *E.* 40202.

Luftschiffe. Festigkeitsmodellversuche für den ZR-1 wurden nach dem Verfahren der optischen Spannungsmessung im letzten Jahr im Massachusetts Institute of Technology an einem Zellhornmodell von Norton, Heymanns und Frost in polarisiertem Licht vorgenommen und für verschiedene Belastungsfälle die Spannungen der einzelnen Bauglieder ermittelt. — Aviation **16**, Nr. 2 vom 14. Januar 1924, S. 42 (1 Sp., 1 Lichtb. des Modells, Maßstab nicht erkennbar). *E.* 40203.

Material. Der Metallflugzeugbau hat Erfahrungsgrundlagen für Metallboote und Karosserien geliefert. Beispiele für Boote aus genietetem Eisen bzw. Duraluminblech: Junkers, Zeppelin-Wildpark, Luftfahrzeuggesellschaft, Stralsund, für Karosserien aus Elektron-Metall: Jaray, das B-7-Kleinauto (Zeppelinhafen) usw.

Vorzüge des Baustoffes: Unempfindlich gegen Feuchtigkeit und Witterung, leichte Massenfabrikation ohne besondere Materialauswahl, durch Aufnieten bequem zu flicken. Leergewicht gering, Widerstandsfähigkeit gegen Stöße infolge des Zurückfederns, vor allem bei Duralumin, groß. — *G. Reinhard*, Die Anwendung der Erfahrungen des deutschen Ganzmetallflugzeugbaus auf den Boots- und Karosseriebau; Der Motorwagen **27**, Nr. 1 vom 10. Januar 1924, S. 7 bis 9 (4 Sp., 4 Lichtb.). *E.* 40204.

Messen. Ein Strahlungsmesser für meteorologische Zwecke, wie zum Bestimmen der Strahlungen irgendwelcher Flächen in der Technik, mit 1 vT Ablesegenauigkeit, schnell bestimmbarem Temperaturkoeffizienten, Augenblicksablesung, gleichbleibendem Reduktionsfaktor, unmittelbarer Ablesbarkeit der Wärmeeinheiten auf die Flächen- und Zeiteinheit, der auch zum Registrieren verwendet werden kann, besteht aus einem Metallstreifen mit den ersten Lötstellen hochempfindlicher Thermoelemente, der samt den zweiten Lötstellen von temperaturisoliertem Aluminiumkörper eingeschlossen wird. Zur Anzeige dient für Sonnenstrahlung ein Zeiger-Voltmeter höchster Empfindlichkeit, das gleich in Strahlungsintensität geeicht ist, zum Messen des Himmels oder von Körpern niedriger Temperatur ein Spiegelgalvanometer. Theorie und Konstantenbestimmung sind einfach; zum Eichen wird der Metallstreifen elektrisch geheizt. — *Franz Linke*, Ein Universalaktinometer, Zeitschrift für technische Physik **5**, Nr. 2, 1924, S. 59 bis 62 (5½ Sp., 1 Lichtb. der Anordnung). *E.* 40205.

Messen. Zum Messen der Geschwindigkeit von Luftströmen bildet man die warme Luft, bei größeren Geschwindigkeiten die Schallwelle eines Funkens kurze Zeit später mit einem zweiten Funken auf einer photographischen Platte ab, so daß die Verschiebung des Bildes bei bekannter Funkenverzögerung ohne weitere Eichung oder Kenntnis des bewegten Gases unmittelbar dessen Geschwindigkeit ergibt. Meßanordnung aus einer Ladungsquelle mit Kondensatoren und beiderseits einem umlaufenden Unterbrecher, in deren Stromkreis die beiden Meßfunken, parallel zu verschiedenen Kapazitäten, und ein Wasserwiderstand liegen.

Die Aufnahmen zeigen die Schallwelle und in der Umgebung des mittleren Elektrodenträgers für den Erregerfunken einen schwachen Halo mit dunklem Ring als optische Wirkung der warmen Luft. — *M. Huguenard*, Sur une méthode de mesure absolue de la vitesse d'un courant d'air; Comtes Rendus de l'Académie des Sciences **177**, Nr. 17, Sitzung vom 22. Oktober 1923, S. 744 bis 746 (12½ S., 1 Schaltungskizze, 2 Lichtb. mit Meßergebnissen). *E.* 40206.

Digitized by Google

Motorbau. Berechnung von Drehschwingungen. I. Neues Verfahren zum Ermitteln der Eigenfrequenzen. Stellt man für ein torsionselastisches System mit mehreren Massen, z. B. Motorkurbelwelle, nach Umrechnung auf eine »Ersatzanlage« mit glatter Welle die Bewegungsgleichungen auf, so führt die Frequenzdeterminante auf verschiedene Formen von Kettenbrüchen (die Determinante ist eine »Kontinuante«! D. Ber.), die als Kurven abhängig von der Schwingungszahl aufgetragen in den Nullstellen die Eigenfrequenzen ergeben.

Für Abweichungen der einzelnen Massen werden diese aus dem Schnittpunkte der zugehörigen Kettenbruchkurve (für jede Masse verschieden aufzutragen) mit »Änderungsparabeln« ermittelt.

II. Berechnung der Knotenlagen aus den Verhältnissen der Schwingungsausschläge, die Beziehungen zwischen Summanden und Kettenbrüchen entsprechen, sich als »Knotenwanderungslinien« abhängig von der Schwingungszahl auftragen lassen und den Einfluß von Massenänderungen mittels der Frequenzverschiebungen ergeben.

III. Die Knotenwanderungslinien bei erzwungenen Schwingungen liefern in gleicher Weise die Knotenpunktlage. — *E. v. Brauchitsch*, Beitrag zur Untersuchung von Drehschwingungen bei Maschinen, Zeitschrift für technische Physik **4**, Nr. 11, 1923, S. 426 bis 430 (8 Sp., 2 Skizzen, 3 Schaubilder, 1 Zahlentafel). *E.* 40207.

Motoren. Der amerikanische Wright T 3 ist aus dem älteren T 2 entstanden. Zylinderabstand, Abmessungen (um je 25 mm) und Gewicht (um 22 kg) vermindert, Dauerhaftigkeit und Leistung (um 50 PS) gesteigert. Ein solcher Motor hat 350, seit dem letzten Überholen 200 Betriebstunden hinter sich.

Die Wrightmotoren, zuerst für schwere Flugzeuge, eignen sich wegen ihres geringen Einheitsgewichtes und gedrängten Baues auch für rasche Einsitzer, wie das Pulitzer-Rennen zeigte.

12 Zylinder in 2 Reihen unter 60° aus je zwei Aluminiumgußblöcken,
je 4 Ventile, die beiden Auslaßventile mit gemeinsamer Kammer,
Steuerwellen gekapselt, ihre Gehäuse verbinden die Zylinderblöcke,
Vergaser zwischen den Blöcken,
Luftschraube unmittelbar angetrieben.

Bohrung	146 mm
Hub	159 mm
Hubraum	319 l
Länge bis Luftschrauben-Hinterkante	1410 mm
Höhe	745 mm
Breite	780 mm
Leergewicht	500 kg ± 2 vH
Höchstleistung bei 2000/min	650 PS
Betriebsleistung bei 1800/min	575 PS

— The Wright T 3 Engine; The Aeroplane **8**, Januar 1924, S. 58 und 60 (1½ Sp., 1 Lichtbild, 1 Zahlentafel). *E.* 40208.

Segelflug. Amerikanischer Segeleindecker von Studenten des California Institute of Technology in Casadena und von Claverie ohne Verspannung »folgt im Aufbau ganz dem Hannover«; Fahrgestell jedoch mit dünnen Streben und Rädern; Seitenruder »halb so groß wie es sein sollte«, vor allem wegen der ungünstigen Wirkung der Rumpfseitenflächen. Gehorcht wegen der langsamen Fahrt dem Höhensteuer schlecht. Wurde bei Versuchen mit 90 m langem Seil bis auf 66 m Höhe gehoben; Führer kuppelt sich oben los und gleitet.

Profil Fage und Collins	Nr. 5
Spannweite	12,2 m
Tiefe	1,37 m
Fläche mit Querrudern	16,7 m²
Gewicht mit Flieger	181 kg
Beste Gleitzahl (nach Windkanalversuchen)	1:21,3
Kleinste Sinkgeschwindigkeit (nach Windkanalversuchen und Madelungs Formel)	0,82 m/s
Flächenbelastung	108 kg/m²

— *A. C. Merrill*, California Students Build Monoplane Glider; Aviation **16**, Nr. 2 vom 14. Januar 1924, S. 39 (1 Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlentafel). *E.* 40209.

Segelflug. Der französische Magnan-Segeleindecker zum Ausnutzen von Böen, also zum dynamischen Segelflug, weicht strömungstechnisch wie im Aufbau vom Üblichen ab. Der freitragende Flügel hat über die halbe Spannweite gleichbleibende Tiefe, ist an den Enden durch Vorziehen der Hinterkanten verjüngt; an der Wurzel ist der Holm scharf nach unten, nahe den Enden nach vorn geknickt. Einstellung, an der Wurzel 20°, und Dicke nehmen nach außen ab. Rumpf kurz, so daß Leitwerk trotz seiner großen Fläche nicht ausreichen wird.

Von den eschenen Rippengurten sind die unteren auf den hölzernen Kastenholm geschraubt und geleimt, die oberen enden auf ⅔ Tiefe und gleiten auf den unteren; daher Rippen sehr biegsam.

Quersteuerung durch Verwinden und Änderung der Wölbung. Der wasserdichte Rumpf mit schräggestellten Querrahmen, 4 Haupt- und zahlreichen Hilfsholmen mit Stoff bespannt; eine Duraluminhaube am letzten Rumpfspant trägt das Leitwerk. 2 Räder auf gummigefederter Duraluminachse, die wasserdicht durch den Rumpf gesteckt ist. Führer in ovalem Ausschnitt auf Rollsitz zum Verlegen des Schwerpunktes beim Ausnutzen von Böen. Abmessung der »Type Marin M 2«:

Höhe	1,10 m
Länge	4,95 m
Spannweite	11,50 m
Tiefe	1,30 m
Flügelfläche	10,25 m²
Flügelgewicht	60 kg (= 5,9 kg/m²)
Flugzeugleergewicht	130 kg
Fluggewicht	200 kg
Flächenbelastung	19 kg/m²

— The Magnan Monoplane Glider. A French Machine Designed for Gust-Soaring; Flight **16**, Nr. 4 (787) vom 24. Januar 1924, S. 43 bis 44 (3½ Sp., 2 Lichtbilder, 1 Zeichn. des Segelflugzeuges, 1 Zahlentafel); auch André Lesage, L'Avion voilier Magnan type marin M 2, L'Air **6**, Nr. 100 vom 1. Januar 1924, S. 22 bis 24 (5 Sp., 3 Skizz., 3 Lichtb., 1 Zahlentafel). *E.* 40210.

Stoffkunde. Verhüten von Gasexplosionen bei Verunreinigung mit Luft gelingt durch Beimengen von Kohlensäure. Wasserstoff mit weniger als 30 und mehr als 90 vH Luft ist immer explosionssicher, ferner bei mehr als 90 vH Kohlensäurezusatz für alle Luftmengen. Methan explodiert überhaupt nur zwischen etwa 80 und 90 vH Luft und wird durch 65 vH Kohlensäurezusatz gesichert. Der versuchsmäßige Explosionsbereich läßt sich auch rechnerisch aus der Kurve der Zündtemperaturen für etwa 1200° finden, wenn man einen vorübergehenden Zerfall der Kohlensäure annimmt. — *E. Asch*, Über die Explosionsgrenze von Gasgemischen, Zeitschrift für technische Physik, **4**, Nr. 12, 1923, S. 468 bis 471 (6 Sp., 1 Abb. der Versuchsanordnung, 3 Schaubilder der Explosionsbereiche, 4 Zahlentafeln der Ergebnisse bzw. von Hilfswerten). *E.* 40211.

Wetter. Die Windverhältnisse sind für das Aufstellen von Windkraftanlagen nicht so ungünstig, wie es wegen der Unbeständigkeit der Luftbewegung scheint. Allerdings können bestenfalls nur ⅔ der Windleistung ausgenutzt werden. Das Windrad muß genügend frei stehen. Die Hindernishöhe im Umkreis von 400 m ist mit Baumhöhenmesser nach Weise, die Windstärke durch wenigstens mehrtägige Beobachtungen mit Anemometern, am besten aufzeichnenden mit geradliniger Eichkurve, zu prüfen. Mit dem gleichen Gerät mißt man auch den »Leistungsgrad« der fertigen Anlage. — *Martin Rosenmüller*, Die Erforschung der Windverhältnisse; ZVDI **68**, Nr. 8 vom 23. Februar 1924, S. 177 bis 179 (4½ Sp., 1 Skizz. der Strömung, 2 Skizz. und 2 Lichtb. von Meßgeräten, 3 Zahlentafeln der Windstärken und -Leistungen). *E.* 40212.

Wetter. Die Windstatistik von Aßmann, »Die Winde in Deutschland«, Braunschweig 1910, enthält zahlreiche Fehler, die auf Verschätzungen der Beobachter, auf Verallgemeinerung weniger Angaben und auf der Zusammenstellung durch Hilfskräfte beruhen. Schwarzwald und Rauhe Alb haben große Windstärke, die windschwachen Gebiete um den Harz und im Vogtland gibt es nicht; Posen hat schwächere, Cassel stärkere Winde als angegeben.

Auch abgesehen von solchen Einzelfeststellungen gehört zum Benutzen der Wetterbeobachtungen für die Praxis weitgehende Kenntnis der Wetterkunde, für die gerade bei Gebildeten, auch bei den Studierenden der Technischen Hochschulen, wenig Interesse besteht. — *C. Kaßner*, Kritische Bemerkungen zur Windstatistik in Deutschland und zur Kenntnis vom Wetter bei Technikern; ZVDI **68**, Nr. 8 vom 23. Februar 1924, S. 179 bis 180 (2½ Sp.). *E.* 40213.

Digitized by Google

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

Unsere Luftfahrt-Rundschau wird von heute ab durch einen Bericht über die druckschriftlich veröffentlichten deutschen Patente des Luftfahrtwesens ergänzt. Die Patentschau wird von jedem in der Klasse 77h erteilten Patent (beginnend mit den Veröffentlichungen seit Anfang ds. Js.) Nummer, Klasse, Gruppe, Bezeichnung des Erfindungsgegenstandes, Name und Wohnort des Inhabers (auch Erfinders, wenn abweichend und angegeben), Beginn der Wirkungsdauer und Ausgabetag der Patentschrift bringen. Ein kurzer Hinweis auf dasjenige, was am bezeichneten Gegenstande unter Schutz steht, wird sich — erforderlichenfalls mit Abbildung — anschließen.

So wünschenswert es wäre, auch die Luftfahrt-Patente des Auslandes miteinzubeziehen, und sei es auch nur durch Wiedergabe von Nummer, Titel, Inhaber usw. und aus den fünf außerdeutschen Ländern, deren Patentschriften das Patentamt zur Feststellung des Standes der Technik berücksichtigt, so scheitert dies zurzeit am Mangel an Raum. Eine derartige Ergänzung bleibt vorbehalten.

Die Schriftltg.

387488/77h, 5. Im Innern der Tragfläche angeordnete Verwindungs-Vorr. Hannoversche Waggonfabrik. B 2. 9. 22. V 3. 1. 24. In der Nähe des Tragflächenendes ist in der Flugrichtung eine mehrfach gekröpfte Achse angeordnet, die ihre Bewegung auf elastische Leisten überträgt, wodurch Verwindung eintritt. Die Leisten sind an einer festen starren Rippe nahe der Flügelhinterkante strahlenförmig befestigt. (Biegung ohne Faltenbildung in der Stoffbespannung.)

387435/77h, 7; Zus. zu 372641. Metallene Außenhaut, insbes. f. Tragflächen von Flugzeugen. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Cl. Dornier, Friedrichshafen. B 12. 12. 21. V 2. 1. 24. Betr. den Blechhautstoß an der Nasenleiste.

387888/77h, 5; Zus. zu 347884. Tragflügel f. Flugzeuge. Handley Page Ltd., Cricklewood (Engl.). B 27. 5. 21. V 4. 1. 24. In den Schlitzen der Schlitzflügel sind besondere kleine Verschlußkörper angeordnet; sie können als aufblasbare Hülle ausgebildet werden, die auf der Vorderkante des Hauptflügels sitzt. Der Verschlußkörper wird bei Überziehen der Maschine selbsttätig ausgeschaltet (durch Verbindung mit der Steuersäule).

387834/77h, 5. Sicherungs-Vorr. f. Flieger und Luftschiffer beim Absturz. P. Rebhan, Steinbach. B 11. 8. 22. V 5. 1. 24. Ein Gasbehälter bläst im Notfall eine Ballonhülle in Fallschirmform und eine Schwimmweste auf.

388401/77h, 5. Leitfläche f. Höhensteuer von Flugzeugen. E. Heinkel, Travemünde. B 9. 6. 22. V 12. 1. 24. Für Transportzwecke kann die Leitfläche zugleich mit dem angelenkten Höhenruder aufgeklappt und an den Rumpf angelegt werden.

388402/77h, 5. Einr. z. Stabilisierung von Flugzeugen, U-Booten u. dgl. C. P. Goerz, A.-G., Friedenau. B 26. 9. 18. V 12. 1. 24. Eine Anordnung gegenläufiger Kreisel gleichen Impulses, bei der die Präzessionen und die Abweichungen gegenüber dem Schwerefeld unabhängig voneinander derart auf die Steuerung einwirken, daß die gewählte Stabilitätsrichtung festgehalten wird und Schwingungen des Flugzeugs um sie gedämpft werden.

388403/77h, 5. Vorr. z. Einstellen von Flugzeugtragflächen. A. Quillet, Bex les Bains (Schweiz). B 27. 4. 20. V 12. 1. 24. Eine konstruktive Ausbildung der Einstell-Einrichtung an Tragflächen, die (an sich bek.) um Querachsen in gleichem oder entgegengesetztem Sinne schwenkbar sind.

388404/77h, 6. Gleitflugzeug mit in Hubschraubenstellung schwenkbarem Propeller. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Cl. Dornier, Friedrichshafen. B 20. 4. 20. V 17. 1. 24. Infolge geeigneter Lage der Schwenkachse setzt beim Inbetriebsetzen ein selbsttätiges Schwenken der Luftschraube mitsamt Motor von der Zug- in die Hublage ein.

388405/77h, 7. Hohler Tragflügel aus Metall f. Flugzeuge. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen. B 4. 6. 18. V 17. 1. 24. Die Spanten rinnenförmigen Querschnitts mit mehrfach abgebogenen Flanschen sind mit dem inneren Teil der Flanschen mit der Außenhaut und mit dem schrägen äußeren Teil der Flanschen untereinander verbunden.

388406/77h, 9. Schwimmerwerk f. Wasserflugzeuge. W. Bley, Berlin. B 11. 6. 20. V 11. 1. 24. Die Schwimmer besitzen zur Seitensteuerung schräg gegen die Wasserfläche geneigte, auftrieberzeugende Bodenteile und sind um Längsachsen schwenkbar.

388407/77h, 9. Schwimmkörper f. Wasserflugzeuge. F. Hammer, Lichterfelde. B 1. 3. 22. V 19. 1. 24. Zum Aufnehmen der beim Aufsteigen und Landen auftretenden Wasserstöße ist unter der vorderen Stufe ein besonderer Boden mit Abstand angeordnet.

388459/77h, 6. Propeller. R. C. Jackson, Calgary (Kan.). B 7. 7. 22. V 14. 1. 24. Eine bestimmte Anordnung von Rippen außen auf den Flügelblättern.

388460/77h, 15. Verankerungs-Vorr. f. Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. Das an der Spitze verankerte Luftschiff ist an seinem hinteren Ende auf einem Boot (quer) befestigt, das auf der Wasserfläche schwimmt, so daß sich das L. in den Wind einstellen kann. An Bord des Bootes sind Fluttanks und Pumpen zur Nachfüllung (Wasser, Benzin usw.).

388537/77h, 5. Steuer-Einr. f. Luft- und Wasserfahrzeuge. A. Flettner, Berlin. B 1. 3. 18. V 15. 1. 24. Das Hauptruder ist (bek.) mit Hilfsflächen versehen, die die Steuerarbeit verringern und zur Steuerung und Kompensierung dienen; neu ist, daß dem Hauptruder zwei Hilfsruderflächen zugeordnet sind, deren eine bei der Ruderbewegung in dem einen Sinne, deren andere bei der Bewegung im anderen Sinne wirkt.

388659/77h, 4; Zus. zu 370358. Überdruckventil-Anordnung insbes. f. Gaszellen von Luftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin und Dr.-Ing. L. Dürr, Friedrichshafen. B 25. 7. 22. V 17. 1. 24. Eine weitere Ausbildung der Einrichtung des Hauptpatents, auch bei Schräglagen des Luftschiffs die Ventile gleichzeitig abblasen zu lassen, und zwar mit Hilfe eines frei aufgehängten Pendels.

389224/77h, 2. Flossen- und Kiel-Anordnung f. Starrluftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin und P. Jaray, Friedrichshafen. B 4. 4. 20. V. 4. 2. 24. Das hohle Raumgerippe der freitragenden, stromlinienförmigen Flossen ist mit dem hohlen Raumgerippe des Schiffs zu einem einheitlichen Ganzen vereinigt; der Innenraum der Flossen und Kiele kann mit Traggas gefüllt werden.

389225/77h, 6. Flugzeug. E. Otto, Podejuch. B 1. 5. 23. V 29. 1. 24. Zwei Paare verstellbarer Tragflächen; das untere (am Rumpf) läßt sich lotrecht einstellen, das obere, an einem Drehmast schwenkbar angeordnet, läßt sich mit dem Motor der Vortriebsschraube kuppeln und dann als Hubschraube gebrauchen.

389277/77h, 5; Zus. zu 388537. Steuer-Einr. für Luft- und Wasserfahrzeuge mit zwei sich in entgegengesetztem Sinne bewegenden Hauptsteuerflächen. A. Flettner, Berlin. B 24. 7. 18. V 28. 1. 24. Eine verbesserte Hilfsruder-Anordnung.

389546/77h, 5. Anlaßvorr. f. Mehrfachflugzeugmotorgruppen. L. Breguet, Paris. B 3. 11. 22. V 4. 2. 24. Die zur Gruppe gehörigen Motoren (z. B. 4 an Zahl) haben (bek.) ein gemeinsames Kurbelwellengehäuse f. d. Propellerwelle und (neu) einen beweglichen Arm, der von Hand an jeden einzelnen anzulassenden Motor angestellt und dort verriegelt werden kann; der Arm trägt einen kleinen Anlaßmotor und einen Handhebel zum Kuppeln des Anlaßmotors mit dem anzulassenden Motor und zum Kuppeln des Zahnrades des anzulassenden Motors mit dem Hauptmittelzahnrad auf der Propellerwelle.

Patentwesen; Patentgebühren. Mit dem 1. März ist im gewerblichen Rechtsschutz eine neue Gebührenordnung rechtskräftig geworden; die Gebühren sind durchweg erhöht. Die letzte Gebührenregelung, die am 1. Dezember 1923 eintrat, sah verhältnismäßig niedrige Sätze vor; so betrug beispielsweise die Anmeldegebühr für Patente nur M. 6, also weniger als ein Drittel des früher üblichen Satzes. Auch durch die neue Regelung ist die Anmeldegebühr noch nicht wieder auf die frühere Höhe gelangt, sondern beträgt erst M. 15. Die sogenannte Erteilungsgebühr ist mit M. 30 wie früher ebenso hoch wie die Gebühr für das zweite und das dritte Jahr (früher M. 50 bzw. 100); jetzt beträgt erst die vierte Jahresgebühr M. 50; von da ab steigen die Gebühren bis zum 9. Jahr jährlich um M. 50 und dann in steigender Progression bis zum 18. Jahresgebühr, die M. 2000 beträgt. Die Gebrauchsmusteranmeldung kostet M. 10, die Warenzeichenanmeldung M. 15. Man ersieht aus dieser Regelung das Bestreben, die Gebühren für die ersten Jahre niedrig zu halten und den kleinen Erfinder zu schonen, hingegen Patente, die durchgehalten werden können, also ertragsfähig sind, stärker heranzuziehen. —Es ist nicht anzunehmen, daß durch die neue Regelung eine wesentliche Änderung in der Anmeldezahl eintritt. Die Zahl der Patentanmeldungen betrug im vergangenen Jahre etwas über 45 000, nicht ganz soviel, wie im letzten Friedensjahre 1913 (49 532). Der Krieg brachte naturgemäß einen starken Abfall (bis auf etwa 21 000 im Jahre 1915). Von da ab nahm sie wieder beträchtlich zu, besonders nach dem Kriege, wo sie mit 57 056 im Jahre 1921 ihr Maximum erreichte, um dann wieder abzufallen. Bemerkenswert ist übrigens, daß der Monat, in dem die meisten Patentanmeldungen eingehen, Jahr für Jahr der März ist; der Frühlings- und Revolutionsmonat steht in der Anmeldestatistik des Patentamts stets weit über dem Durchschnitt.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JUN 5 1924
Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

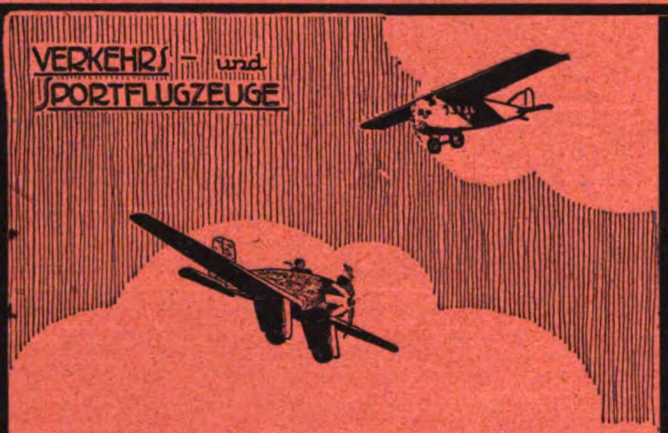
VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

7. u. 8. Heft | **München, 26. April 1924** | **15. Jahrgang**

„Bendemann-Erinnerungsheft"

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google



Unsere neuesten Typen

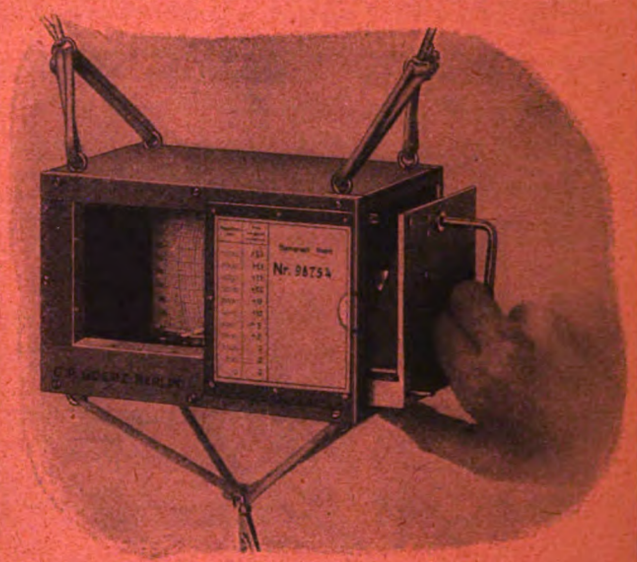
L. 58. Siebensitziges Verkehrsflugzeug
L. 59. Sporteinsitzer mit 55 PS Siemensmotor
L. 60. Sportzweisitzer mit 80 PS Siemensmotor
EL. 9. Schulflugzeug mit 80 PS Siemensmotor

Verlangen Sie Prospekte

ALBATROSWERKE A.-G. BERLIN-JOHANNISTHAL

GOERZ

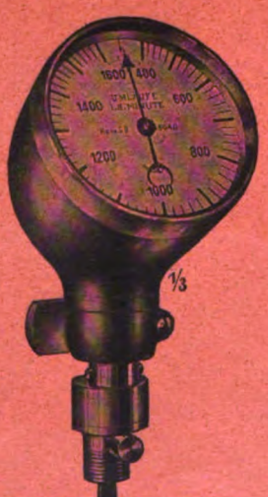
Höhenmesser, Höhenschreiber, Neigungsmesser sowie andere Flugtechnische Meßinstrumente



Prospekte kostenlos

Opt. Anstalt C. P. GOERZ A.-G.
Berlin-Friedenau 203 (23)

Dr. Th. Horn, Leipzig 30



„HOLU" eS9 / Abb. 648

„HOLU"

Tachometer und Tachographen für Luftfahrzeugmotoren (25)

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D · R · P 222960

D · R · P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G · M · B · H FRANKFURT A · M

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

7. u. 8. Heft · 26. April 1924 · 15. Jahrgang

Friedrich Bendemann †.

Ein unerforschliches Geschick hat

Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Friedrich Bendemann,
Ministerialrat im Reichsverkehrsministerium,

am 14. Dezember 1923 aus dem Leben gerissen. In tiefer Trauer erwiesen ihm nur wenige Freunde und alte Mitarbeiter — viele andere hatte die Kunde seines Todes noch nicht erreicht — an einem klaren Dezembernachmittag auf dem abseits des Großstadtgetriebes gelegenen Friedhof der Gemeinde Bornstedt die letzte Ehre. Einige Wochen sind seitdem vergangen. Immer größer wurde der Kreis derer, die von Friedrich Bendemann Abschied nehmen mußten und daher an dem herben Verlust, den Gattin und Kinder, die greise Mutter betroffen, aufrichtig teilnahmen.

In dieser Zeitschrift, in deren wissenschaftlicher Leitung der Verstorbene eine Reihe von Jahren mitgearbeitet hat, soll, dem Gebrauch deutscher Wissenschaft folgend, seinem Leben und seinen Werken ein Denkmal gesetzt werden.

Als Sohn des Düppelkämpfers und Ritters des »Pour le mérite« Gottfried Bendemann, Hauptmann im Garde-Pionier-Bataillon, und seiner aus althanseatischem Hause stammenden Gattin Hedwig, geb. Krüger, wurde Friedrich Bendemann am 19. Januar 1874 in Berlin geboren. Hohe Überlieferung umgab den Urenkel des Bildhauers Gottfried Schadow und Enkel des Düsseldorfer Malers und Akademiedirektors Eduard Bendemann. In früher Jugend verlor er seinen Vater. Die Schulzeit führte den heranwachsenden Knaben nach Naumburg a. S. und auf die alt-ehrwürdige Klosterschule Ilfeld a. Harz, wo er seiner Begabung entsprechend eine Fülle wertvoller Eindrücke fürs Leben gewann.

Nach seiner Schulzeit wurde Friedrich Bendemann Einjährig-Freiwilliger im Großherzoglich-Hessischen Feld-Artillerie-Regt. Nr. 25 in Darmstadt und einige Zeit darauf Reserveoffizier dieses Regiments. Die für einen angehenden Ingenieur gebotene praktische Arbeitszeit leistete er in den Werkstätten von Jantzen & Schilinski in Hamburg. Familienbeziehungen zu Adolf Wörmann erleichterten ihm den Zugang zu Hamburger Werften und Fabriken. Prof. Dr.-Ing. e. h. Werner, Danzig, seit Hamburg ein treuer Freund Bendemanns, gibt folgende Schilderung seines beruflichen Werdeganges.

»Ich lernte Bendemann im Jahre 1895 in Hamburg kennen und war ½ Jahr täglich mit ihm zusammen. Er vereinte wöchentlich in seinem Heim einmal einen Kreis von jungen Leuten aus den verschiedensten Kreisen und Berufsständen, darunter Arbeiter, Monteure und junge Werkmeister von Werften, Maschinenfabriken und der großen Pianofabrik von Steinweg Wir hatten da Gelegenheit, sehr belehrende und nützliche Diskussionen über wirtschaftliche, soziale und sogar literarische Fragen zu pflegen. Bendemann war der Mittelpunkt und anfeuernde Geist, der es immer wieder verstand, die sich leicht in Einzelheiten und Kleinlichkeiten verlierende Diskussion auf eine allgemein menschliche Basis zu stellen. Hier zeigte sich bereits, ein wie tief veranlagter Mensch Bendemann war und wie er an keinem Problem, das in seinen Gesichtskreis rückte, vorübergehen konnte, ohne es möglichst bis auf den Grund durchleuchtet zu haben. Er studierte damals mit Begeisterung Richard Wagners Schriftwerke und an der Überfülle geistvoller Randbemerkungen, die sich durch die sämtlichen Werke hindurchziehen, konnte man seine scharfe kritische Begabung erkennen. Er neigte überhaupt sehr zum Literarischen und war ein so großer Verehrer des »Faust«, daß er ihn immer bei sich trug. Er konnte ihn fast auswendig und hatte dies Interesse schon, wie ich von andern Schulkameraden hörte, bereits auf der Klosterschule. Seine von Haus aus künstlerische Prädisposition im Verein mit der vorzüglichen humanistischen Bildung, die die Klosterschule Ilfeld vermittelt, waren keine günstigen Vorbedingungen für den Ingenieurberuf und haben den Keim gelegt für sich allmählich verstärkende innerliche Fremdheit gegenüber seinem Beruf. Er fand nicht die Kraft, sich von seinem Beruf loszumachen, weil ihn vieles darin lockte, z. B. die Art der Problemstellung; jedoch überwog seine künstlerische Ader, die aber wohl nicht stark genug war, um ihn zur Abwendung vom technischen Beruf zu führen. Bendemann war auch als Student an der Technischen Hochschule zu Berlin ein vollständig einsamer Mensch, der ganz andere Wege ging als die große Menge. Er arbeitete fast ausschließlich zu Hause, zeigte stets eine scharfe Beobachtungsgabe für die Schwächen unseres ganzen Lehrbetriebes und kam sehr bald in Gegensatz zu führenden Lehrern. Sie glaubten in Bendemann einen Normalstudenten vor sich zu haben, der seine Zeit in gewöhnlicher Weise verbracht hat, ahnten aber nicht, welche Qual ihm die ganze handwerksmäßige Art des Unterrichtsbetriebes bereitete. Damals faßte er schon den Entschluß, wenn irgend möglich an der Reform der Hochschulen mitzuarbeiten.«

Nach Abschluß seines Hochschulstudiums Juni 1901 reiste Bendemann während dreier Monate nach den Vereinigten Staaten von Amerika, wo er insbesondere Kältemaschinenanlagen besichtigte. Oktober 1901 wurde er unter Prof. E. Josse Assistent und April 1905 Konstruktionsingenieur im Maschinen-Laboratorium an der Technischen Hochschule zu Berlin. Während dieser Zeit nahm er sich mit außerordentlichem Eifer sowohl des Unterrichtes wie auch der Forschung an. Viele Studenten wurden von ihm in die Verfahren maschinentechnischer Untersuchungen eingeführt. Viele heute im Berufsleben stehende Ingenieure verdanken ihm die Grundlagen für klare, pünktliche Arbeit. Seine Anforderungen an die von ihm geleiteten Gruppen waren nicht gering. Die in dieser Zeit von Bendemann ausgeführte Doktor-Ingenieur-Dissertation, eine Forschungsarbeit über Dampfströmung[1]), ist in den damaligen Jahren grundlegend gewesen und hat eine bedeutende Bereicherung technischer Kenntnisse auf diesem Sondergebiet ergeben. Die daraus abgeleitete »Bendemannsche Formel« wird auch heute noch in der Technik verwandt. An einem beträchtlichen wirtschaftlichen Gewinn, den er aus seinen Untersuchungen hätte ziehen können, lag Bendemann nichts. Er nahm von der Verfolgung seiner Arbeit Abstand, nachdem er die Schwächen seiner Versuchsmethode erkannt hatte.

Als 1908 die Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie Bendemann als Leiter für die auf dem Gelände des Aeronautischen Observatoriums in Lindenberg (Kreis Beeskow) errichtete Versuchsanstalt für Luftschrauben gewonnen, widmete er sich mit dem ihm eigenen Feuer der aufblühenden Luftfahrttechnik. Durch seine lebhafte Tätigkeit, die er nicht nur in dem engeren Kreis seiner unmittelbaren Aufgaben, sondern auch auf anderen Gebieten der Luftfahrt entfaltete, wurde er zum anerkannten Führer der Luftfahrtwissenschaft. Die Veröffentlichungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie[2]) und die späteren anschließen-

[1]) Über den Ausfluß des Wasserdampfes und Dampfmengenmessung, Dissertation zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs, Berlin 1906. Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens (Mitteilungen über Forschungsarbeiten), insbesondere aus den Laboratorien der technischen Hochschulen, Heft 37. Dampfmesser, Z. d. V. d. I. 1909, S. 13.

[2]) Die Luftschraubenfrage und die Arbeiten der Lindenberger Versuchsanstalt der Jubiläumsstiftung der Deutschen Industrie, Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft zu Göttingen am 3. bis 5. November 1911, ZFM 1912, S. 44 ff.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der Deutschen Industrie, München und Berlin 1911, Verlag von R. Oldenbourg; lauf. veröffentl. in der ZFM.

Luftschrauben-Untersuchungen, Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der Deutschen Industrie für 1911—1912; München und Berlin 1912, Verlag von R. Oldenbourg, lauf. veröffentl. in der ZFM.

Digitized by Google

den Aufsätze[1]) geben wichtige Grundlagen für die Aufgaben des Luftschraubenbaues. Den Bendemannschen Untersuchungen verdanken wir es hauptsächlich, daß Deutschland von vergeblichen, im Ausland oft angestellten Versuchen, ein dem Drachenflugzeug wirtschaftlich ebenbürtiges Hubschrauben-Flugzeug zu schaffen, verschont geblieben ist, daß uns die begrenzten Wege zu seiner Entwicklung gewiesen sind.

Ein Vortrag[2]) »Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis«, der zeitlich etwa mit dem Abschluß der ersten tastenden Flugzeugversuche zusammenfällt, hat heute dadurch seine besondere Bedeutung. Die Betrachtungen[3]) zur Fachsprache führten manches Wort, das heute jedem Fachmann geläufig ist, ein.

In der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft, 4. November 1911, in Göttingen trug Bendemann in einem Referat: Über den Nutzen der wissenschaftlichen Arbeit für die Luftfahrt und Flugtechnik seine Vorschläge[4]) über Bedürfnis, Aufgaben und Gestaltung einer staatlichen Anstalt zur Förderung der Luftschiffahrt vor. Kurz danach begannen seine Vorarbeiten zur Schaffung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Diese unter günstigen Aussichten gegründete Anstalt wurde seiner Führung anvertraut. Gleichzeitig wurde er mit der Durchführung des ersten Kaiser-Preis-Wettbewerbes um den besten deutschen Flugzeugmotor beauftragt. Große Ziele waren gesteckt; kein besserer als Bendemann hätte ihnen erfolgreich zustreben können. Seinen jüngeren Mitarbeitern war er ein zielbewußter, tatkräftiger und fördernder Vorgesetzter, der unermüdlich selbst das beste Beispiel hingebender, freudiger Pflichterfüllung gab. Außergewöhnliche Forderungen stellte er an seine eigenen Arbeiten, deren klarer und folgerichtiger Aufbau die häufige Überprüfung im großen und im einzelnen nur ahnen läßt. Uneigennützig unterstützte er Untersuchungen seiner Ingenieure und nahm herzlichen Anteil an ihren Erfolgen. Es verdient festgehalten zu werden, wie in den zwei Jahren ihres Bestehens bis zum Kriegsausbruch die DVL durch die tatkräftige Persönlichkeit Bendemanns zu dem festen Sockel wurde, auf dem die technischen Prüfabteilungen der Fliegertruppe im Kriege aufgebaut werden konnten. Mit seiner Familie stimmen die alten Mitarbeiter darin überein, daß die Jahre 1912—1914 die glücklichsten im Leben Bendemanns gewesen sind.

Dem Charakter Bendemanns entsprach es, sich im Kriege in vorderster Linie einzusetzen. Das Blut seines Vaters wallte in ihm. Es gehört zu seinem Lebensbild, ihn durch Schilderung eines seiner Batterieoffiziere, des Dipl.-Ing. Ernst Schleiermacher, kennenzulernen.

»Hauptmann d. R. Bendemann, Reserveoffizier des Großherzogl. Artilleriekorps (1. Hess. Feldart.-Regt. Nr. 25) war durch Mobilmachungsbefehl zum Führer der 2. Batterie des Reserve-Feldart.-Regt. Nr. 25 bestimmt. Schon bald hatte die Batterie Bendemann eine Sonderstellung im Regiment. Nicht durch äußere Ernennung, sondern durch ihre Leistungen und durch den Stolz auf ihren Hauptmann, der sie zu solchen Leistungen geführt hatte, war sie zu einer Art Leib-Batterie geworden. In der 2. Batterie wurde in Umänderung des bekannten Soldatenliedes gesungen:

»Und da sah man von weiten
Hauptmann Bendemann schon reiten
An der Spitze seiner Kanonier . . .«

Und wie auf sagenhafte Gestalten sahen die anderen im Regiment auf die Mannschaften des »eisernen Geschützes« der 2. Batterie, die alle das schwarzweiße Band trugen.

Solchen Geist in seiner Truppe zu wecken und zu erhalten, konnte nur einem Offizier gelingen, der wirklich ein Führer seiner Leute war, der sie nicht durch Befehle, sondern vor allem durch sein Beispiel leitete. Bendemann war der hervorragendste Offizier des Regimentes. Er war vor allem der geistig jugendlichste, in den Nerven unverbrauchteste von denen, die als Offizier mit dem Regiment ausgerückt waren. Denn er war der tapferste: Als ersten im Regiment war ihm das Eiserne Kreuz I. Klasse verliehen worden, weil er im Gegensatz zu der damals noch allgemein üblichen Kampfesweise der Feldartillerie — der vorgehenden Infanterie nur mit Beobachtern zu folgen, während die Batterien aus verdeckter Stellung schossen — mit seinen Geschützen dicht hinter die Schützenlinien von Armentières sich stellte. Die 2. Batterie war oft tagelang damals nach vorne »durchgegangen« und verschollen. Immer selbst als Beobachter in vorderste Linie konnte er einmal durch den ihn begleitenden Trompeter das Sturmsignal der Infanterie blasen lassen, als deren Hornist ausgefallen war. Später in der Stellung an der Bzura war unsere Beobachtungsstelle im Schützengraben hinter einem Straßendamm etwa 300 m vom russischen Graben entfernt. Hauptmann Bendemann stieg da einmal ohne Deckung auf den Damm, um mir irgend etwas zu zeigen.

Auch sein Kämpfen gegen sogenannte Autoritäten entsprang wohl seiner Jugendlichkeit. Diese Ingenieureigenschaft, neue Aufgaben zu erkennen und gegen alle autoritativen Schwierigkeiten ihre Lösung zu erstreben, führte ihn wohl auch zu der den Ansichten seiner artilleristischen Vorgesetzten zunächst widersprechenden Verwendung seiner Batterie bei der Infanterie; hier hat die Entwicklung seine Meinung bestätigt. In der großen Offensive des Jahres 1918 hatte jedes Infanterieregiment seine Begleitbatterie. So wurde der geistig so ungeheuer regsame Mann kein ganz bequemer Untergebener.

Das mag auch ein Grund gewesen sein zu Bendemanns fast einsamer Stellung im Offizierkorps. Äußerlich nicht, aber innerlich, dem Geiste nach, war Bendemann so ein ganz anderer. In allem Vorbild, rastlos nach dem von ihm als notwendig Erkannten, und nach dem Vollkommneren strebend, mag er in den Herzen derer, die auch einmal ausruhen wollten, ihnen selbst vielleicht unbewußt, einen leisen Widerstand geweckt haben. Wer aber mit ihm streben wollte, wer mit ihm wandern konnte, dem hat er den Frontdienst leicht gemacht und wertvolles mitgegeben fürs ganze Leben. Ich habe zu diesen gehören dürfen.

Am 18. Dezember 1914 wurde ich in die zweite Batterie versetzt. Nicht nur an dem anderen Geist, der mich umfing, fühlte ich, zu wem ich gekommen war. War sonst der Artillerist, wenn er in den Schützengraben kam, oft etwas scheel angesehen, als halb aus der Etappe kommend, so wurde ich als Hauptmann Bendemanns Batterieoffizier von allen Infanterieoffizieren, bei denen ich mich zu melden hatte, mit einer Herzlichkeit begrüßt, die mich überraschte.

Die ruhige Stellung an der Bzura ließ Bendemann mich benutzen, um den Kriegsfreiwilligen mit Einjährigenberechtigung einen regelmäßigen praktischen und theoretischen Unterricht zu erteilen; erst viele Wochen später wurde für das ganze Regiment ein solcher Unterricht angeordnet.

Er selbst nützte jede dienstfreie Stunde im Unterstand der Feuerstellung, auf der Beobachtungsstelle oder im Ruhequartier aus zur persönlichen Weiterbildung oder zu ausführlichem Briefeschreiben an seine Gattin und Kinder, an seine Mutter und an seine Versuchsanstalt in Adlershof. Selten nur wurde diese Regel durchbrochen, um Schach mit mir zu spielen. Oft aber, während ich längst auf unserem gemeinsamen Strohlager schlief, saß mein Hauptmann beim Kerzenschein an solcher Schreibarbeit bis 3 und 4 Uhr morgens. Auch darin zeigte sich eben seine Jugendfrische; überhaupt in seiner körperlichen Leistungsfähigkeit und Bedürfnislosigkeit. Er war ein unermüdlicher Fußgänger: das war das einzige, was bei seinem Batterietrupp, bei seinen Fernsprechern an ihm unbeliebt war, wenn es galt, den Hauptmann zur Beobachtungsstelle zu begleiten; und später in der Ruhezeit um Ostern 1915 durfte ich herrliche Wanderungen durch die polnischen Wälder mit ihm machen.

Ich darf diese Erinnerungen an den werten Führer und Menschen nicht schließen, ohne der Weihnachtsfeier 1914 und des Ostersonntages 1915 zu gedenken. In der Feuerstellung an der Bzura hatten wir Offiziere damals einen Unterstand gemeinsam mit den Mannschaften des Beobachtungswagens. Und so saßen wir auch gemeinsam mit diesen um einen kleinen Christbaum und unser Hauptmann las uns die Weihnachtsgeschichte vor. Im Walde von Kapera aber hatte er die Batterie unter den lichten ostergrünen Bäumen antreten lassen. Was er an beiden Festen an eigenen Worten zu uns sprach, ist mir entfallen. Aber das warme, ernste und doch frohe, ja glückliche Gefühl, das seine Reden weckte, ist mir unvergeßlich und sagt mir, daß da wohl kein Theologe, aber ein tief religiöser Mensch zu uns gesprochen hatte.« —

Im Juni 1915 kehrte Bendemann zum technischen Dienst in der Fliegertruppe und zur Leitung der DVL zurück. Ohne Rücksicht auf seine Stellung als Ingenieur und älterer Offizier stellte er sich zur Verfügung. Seinen Übertritt zur Fliegertruppe benutzte er zur Erlernung des Fliegens. Das diesem Nachruf beigefügte Lichtbild ist am Tage seiner Führerprüfung aufgenommen. Die Vertretung der Geschäfte der DVL führte zu Reibungen mit der Fliegertruppe. Sachlicher Widerstand konnte der schweren Not des Vaterlandes wegen nicht geleistet werden, wodurch der pflichttreue Leiter der DVL in seinen Aufgaben bedrängt wurde. Trotzdem gelang es ihm, auf ergänzende Gebiete angewiesen, im Meßgerätebau, im Normungswesen und in wissenschaftlichen Veröffentlichungen der Luftfahrttechnik wertvolle Dienste zu ihrer Entwicklung zu leisten. Die

---

Luftschrauben-Untersuchungen, Ber. d. Geschäftsst. f. Flugtechn. d. Sonderaussch. d. Jubiläumstift. d. Deutsch. Ind. für 1913 bis 1915. Haupts. bearb von Dr.-Ing. Carl Schmid. Münch. u. Berl. 1918. Verlag v. R. Oldenbourg; lauf. veröffentl. in der ZFM.

[1]) Der Strömungsvorgang an der Luftschraube im Stand (Nachtrag zu den Lindenberger Luftschrauben-Untersuchungen), ZFM 1918, S. 1.

Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben (weiterer Nachtrag zu den Lindenberger Luftschrauben-Untersuchungen), ZFM 1918, S. 34.

[2]) Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis, Z. d. V. d. I. 1909, S. 13 ff.

[3]) Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik, ZFM 1910, S. 263.

[4]) Über Bedürfnis, Aufgaben und Gestaltung einer staatlichen Anstalt zur Förderung der Luftschiffahrt. Denkschrift, verfaßt auf Anregung des Reichsamtes des Innern im Sommer 1911, abgedruckt im Jahrbuch der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Bd. I, 1912/13. Verlag von Georg Stilke in Berlin, S. 53.

Digitized by Google

DVL-Arbeiten der Kriegszeit sind in den Technischen Berichten der Flugzeugmeisterei und in dieser Zeitschrift niedergelegt[1]).

Nach dem Zusammenbruch lag es Bendemann ob, die DVL in den Friedensstand überzuleiten und ihre Zukunft zu sichern. Seinen besonderen Bemühungen verdanken viele Unterrichtsstätten in Deutschland die Versorgung mit Anschauungsmaterial.

Die rastlose, nur von wenigen Urlaubstagen unterbrochene Arbeit von über zehn Jahren zwangen Bendemann 1919 zu längerer Erholung. In dieser Zeit reifte der für seine Mitarbeiter überraschende Entschluß zur Abkehr von technischer Arbeit. Dieser Schritt war denen, die nur seine Hingabe an die technischen Berufsaufgaben kannten, die von der Anerkennung, die Bendemann überall gefunden hatte, wußten, unverständlich. In starkem Maße war Bendemann bisher von verantwortungsvoller Berufsarbeit in Anspruch genommen worden, für ihn bestand die Hoffnung, als Glied in einer größeren Behörde weniger belastet zu werden, um auch Zeit für eigene Ziele, die er immer wieder zurückgesetzt hatte, zu gewinnen. Die große Neigung und Befähigung Bendemanns, an hohen geistigen Aufgaben deutscher Kultur tätig mitzuarbeiten, vermochten nur wenige schwach zu ahnen, aber in ihrer vollen Bedeutung nicht zu erkennen. Eine Reihe Schriften nicht technischen Inhalts harren der Sichtung. Sie geben Zeugnis von dem Reichtum des inneren Lebens des Verstorbenen.

Der Übertritt in das Reichsverkehrsministerium brachte Bendemann nicht in ein Gleis, das seinen Gaben entsprach. Gesteigert in treuer Pflichterfüllung entglitten ihm die von den Mitarbeitern seiner besten Jahre oft bewunderte Spannkraft, das alte, den Erfolg sichernde Selbstvertrauen. Sein Wesen vergönnte ihm keine Erfrischung in befreiender Aussprache und beschwerte den im Kreise treuer Anhänger einsamen Mann.

In der deutschen Luftfahrtwissenschaft wird der Name Bendemanns unvergessen bleiben. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt wird das Andenken ihres Gründers und ersten Leiters stets hoch in Ehren halten.

Wilhelm Hoff.

Die Strahltheorie in ihrer praktischen Anwendung.

Von Wilh. Hoff.

40. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Die ersten luftfahrttechnischen Arbeiten des Gründers und ersten Leiters der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, später Ministerialrat im Reichsverkehrsministerium (Abteilung für Luft- und Kraftfahrwesen), galten der Luftschraube, ihrer theoretischen Ergründung und praktischen Ausbildung.

Seit dieser Zeit wurde innerhalb der DVL stets von neuem versucht, insbesondere die Strahltheorie, welche in Zusammenarbeit mit Finsterwalder und Prandtl von Bendemann gefördert und ausgebaut wurde, und welche die Grundlage zur Luftschraubenbemessung bietet, für diesen Zweck handlicher zu gestalten und der Fachwelt näherzubringen. Im Anschluß an die letzten Arbeiten[2]) Bendemanns auf diesem Gebiet entstanden ein Beitrag[3]) für das Taschenbuch »Hütte« und der 27. Bericht[4]) der DVL. Neuerdings wurden die bekannten Grundbeziehungen zum Gebrauch innerhalb der DVL und zum Unterricht in Rechenbildern dargestellt, die manche Erleichterung bei der Auswahl der Luftschrauben bieten und auch den innigen Zusammenhang zwischen Strahlantrieb und Strahlausnutzung darlegen.

Hier darf die Begründung der Strahltheorie als bekannt vorausgesetzt werden. Bei Einführung der Beziehungen, deren Bedeutung für den Strahlantrieb in der Abb. 1 dargestellt ist:

v m s^{-1} Geschwindigkeit in der freien Strömung,
ϱ kg m^{-4} s^2 Dichte der strömenden Flüssigkeit,
S kg Maschinenschub,
L kg m s^{-1}, N PS } Maschinenleistung,
F m^2 Strahlquerschnitt in der Maschine,

$$b = \frac{2S}{\varrho F v^2}$$ Belastungsgrad,

$$l = \frac{2L}{\varrho F v^3} = \frac{150 N}{\varrho F v^3}$$ Leistungsgrad,

a Verhältnis $\frac{\text{Strahlgeschwindigkeit hinter der Maschine}}{\text{Geschwindigkeit der freien Strömung}}$,

η_{th} theoretischer, η praktischer } Wirkungsgrad der Maschine,

$$\zeta = \frac{\eta}{\eta_{th}}$$ Gütegrad der Maschine.

gelten folgende theoretischen Grundbeziehungen:

Nr.	Beziehung	Strahlantrieb (Luftschraube)	Strahlausnutzung (Windrad)
1	Verhältnis a . . .	$a > 1$	$a \lessgtr 1 \gtrless 1/3$ [1])
2	Schub S	$\frac{1}{2}\varrho F v^2 (a^2-1)$	$-\frac{1}{2}\varrho F v^2 (1-a^2)$
3	Leistung L . . .	$\frac{1}{4}\varrho F v^3 (a+1)(a^2-1)$	$-\frac{1}{4}\varrho F v^3 (1+a)(1-a^2)$
4	Belastungsgrad b	(a^2-1) $b > 0$	$-(1-a^2)$ $b \lessgtr 0 \gtrless -8/9$ [1])
5	Leistungsgrad l .	$\frac{1}{2}(a+1)(a^2-1)$ $l > 0$	$-\frac{1}{2}(1+a)(1-a^2)$ $l \lessgtr 0 \gtrless -16/27$ [1])
6	Theoretischer Wirkungsgrad η_{th} .	$\frac{2}{(a+1)} = \frac{b}{l}$	$\frac{1+a}{2} = \frac{l}{b}$
7	Höchster Belastungsgrad b_{max} .	$+\infty$ für $a = \infty$	$-\frac{8}{9}$ für $a = \frac{1}{3}$ [1])
8	Höchst. Leistungsgrad l_{max}	$+\infty$ für $a = \infty$	$-\frac{16}{27}$ für $a = \frac{1}{3}$ [1])
9	Theoretischer Wirkungsgrad η_{th} bei b_{max} und l_{max} . .	$\eta_{th} = 0$	$\eta_{th} = 8/9$
10	Höchster theoretischer Wirkungsgrad $\eta_{th\,max}$ . .	$\eta_{th\,max} = 1$ für $a = 1$, $b = 0$ und $l = 0$	
11	Belastungsgrad b.	$l\left[\sqrt[3]{\frac{2}{l}\left(\sqrt{1+\frac{16}{27l}}+1\right)} - \sqrt[3]{\frac{2}{l}\left(\sqrt{1+\frac{16}{27l}}-1\right)}\right]$	$-4\sqrt{-\frac{l}{3}}\cos\left\{\frac{1}{3}\left[\pi + \arccos\left(\frac{3}{4}\sqrt{-3l}\right)\right]\right\}$
12	Leistungsgrad l .	$\frac{b}{2}\left[1+\sqrt{(b+1)}\right]$	
13	Flächenleistung $\frac{N}{F}$	$\frac{S}{F}\frac{v}{150}\left[1+\sqrt{\left(\frac{2}{\varrho v^2}\frac{S}{F}+1\right)}\right]$	

[1]) Sonstige wichtige Veröffentlichungen:
Die neuere Fortentwicklung der Luftschiffe, Flugmaschinen und Luftfahrzeugmotoren in Frankreich und die dritte Internationale Luftfahrt-Ausstellung in Paris, Z. d. V. d. I. 1912, S. 622.
Der erste deutsche Wasserflugmaschinen-Wettbewerb in Heiligendamm, Z. d. V. d. I. 1912, S. 1566.
Der heutige Stand der Flugmaschinen-Konstruktionen, Vortrag auf der 2. O. M. V. der W. G. L. Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, Bd. II, 1913/14, S. 118.
Mechanik luftförmiger Körper, Bd. I der »Hütte«, 21. Auflage, Berlin 1913.
Zusammen mit G. Madelung, Praktische Schraubenberechnung. 15. Bericht der DVL, T. B. II, S. 53.
Luftschraubenbau, Teil 6 der »Grundzüge des Flugwesens«, zusammengestellt im Auftrage der Inspektion der Fliegertruppen von Hauptmann W. Meyer (nicht gedruckt).

[2]) F. Bendemann und G. Madelung, Praktische Schraubenberechnung, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Band III, S. 53ff.

[3]) Taschenbuch »Hütte«, 24. Aufl., Band I, S. 421.

[4]) Wilh. Hoff, Theorie der idealen Windkraftmaschine, ZFM, Jahrg. 1920, S. 223.

[1]) Der Bereich $0 < a < 1/3$ ergibt die Bereiche $-1 < b < -\frac{8}{9}$ und $-1/2 > l > -16/27$, welche der in der freien Strömung mechanisch nicht denkbaren Strahlausnutzung am Stand zustreben (vgl. Anmerkung 3).

Digitized by Google

Eine häufige Aufgabe besteht darin, für eine gegebene Leistung N und eine festgelegte Fläche F, also für eine bestimmte Flächenleistung $\frac{N}{F}$ die Flächenbelastung $\frac{S}{F}$, bzw. den Schub S, bei verschiedenen Geschwindigkeiten v festzustellen. Der Lösung solcher Aufgaben dienen die Abb. 2 und 3.

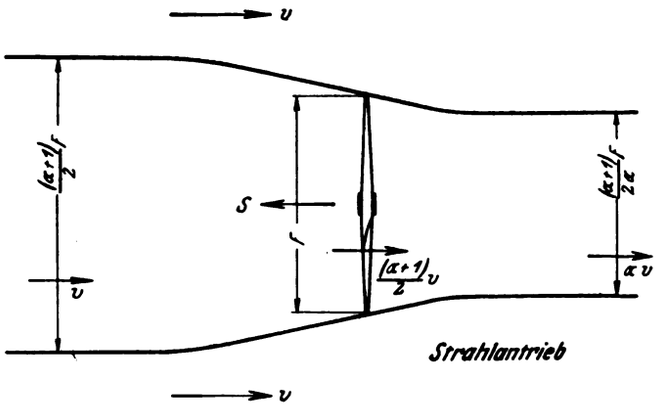


Abb. 1.

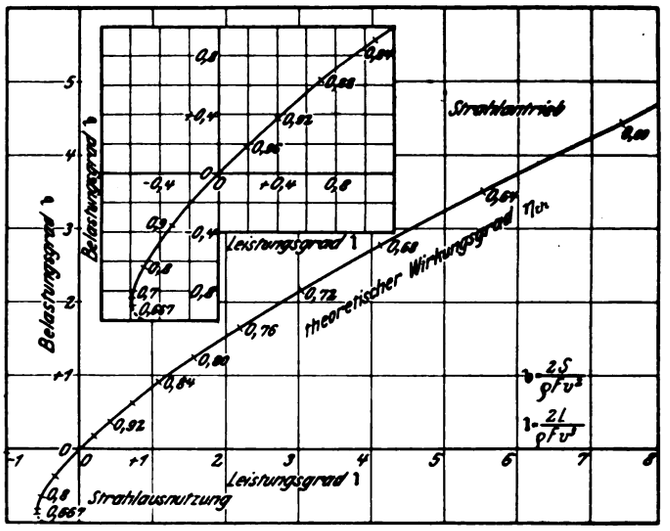


Abb. 2.

Die Abhängigkeit zwischen den dimensionslosen Größen b und l ist in Abb. 2 für den Bereich der Strahlausnutzung und des Strahlantriebs gegeben. Die zugehörigen theoretischen Wirkungsgrade η_{th} sind auf der Kurve aufgereiht.

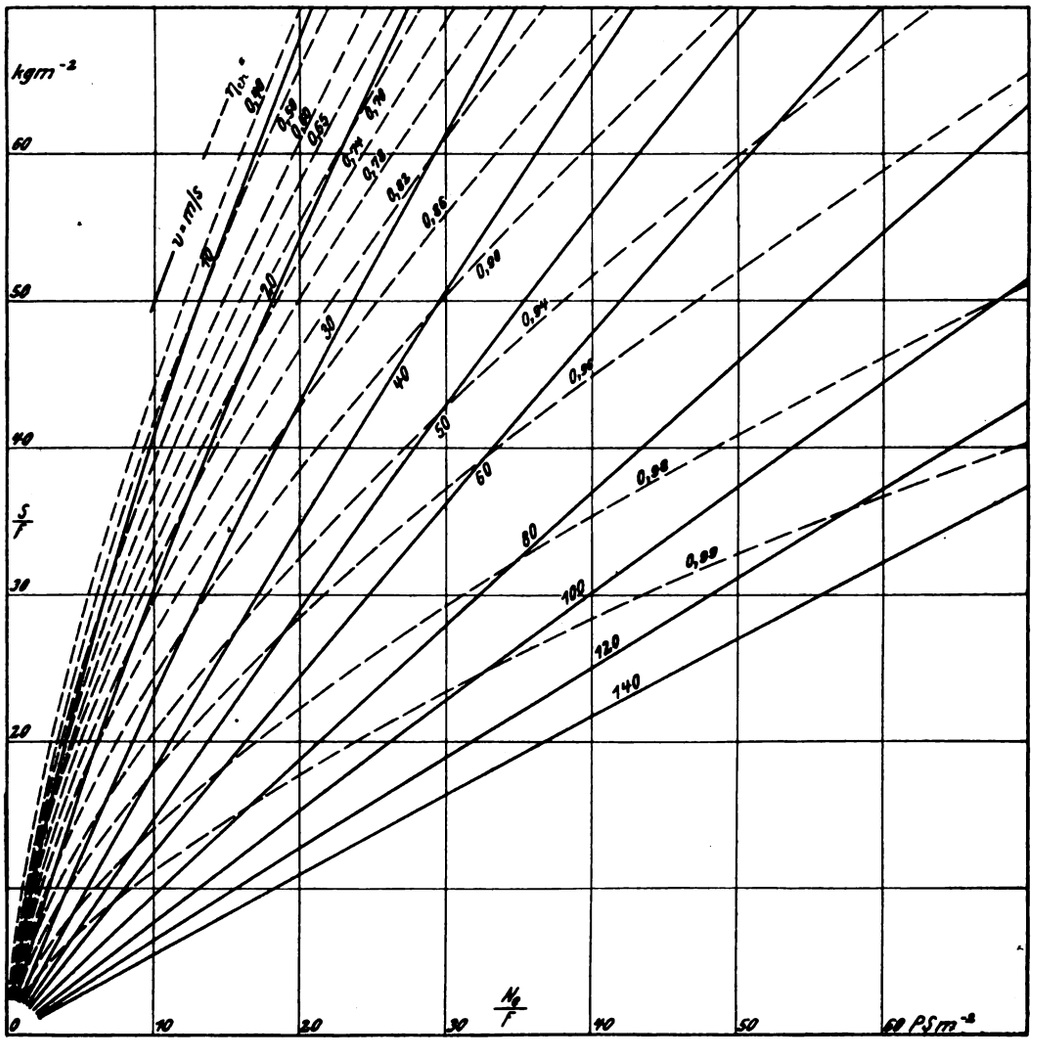


Abb. 3a.

Für den praktischen Gebrauch handlicher ist Abb. 3a und Abb. 3b, denen zusammengehörige Werte von Flächenleistung $\frac{N}{F}$, Flächenbelastung $\frac{S}{F}$, Geschwindigkeit v und theoretische Wirkungsgrade η_{th} entnommen werden können.

Digitized by Google

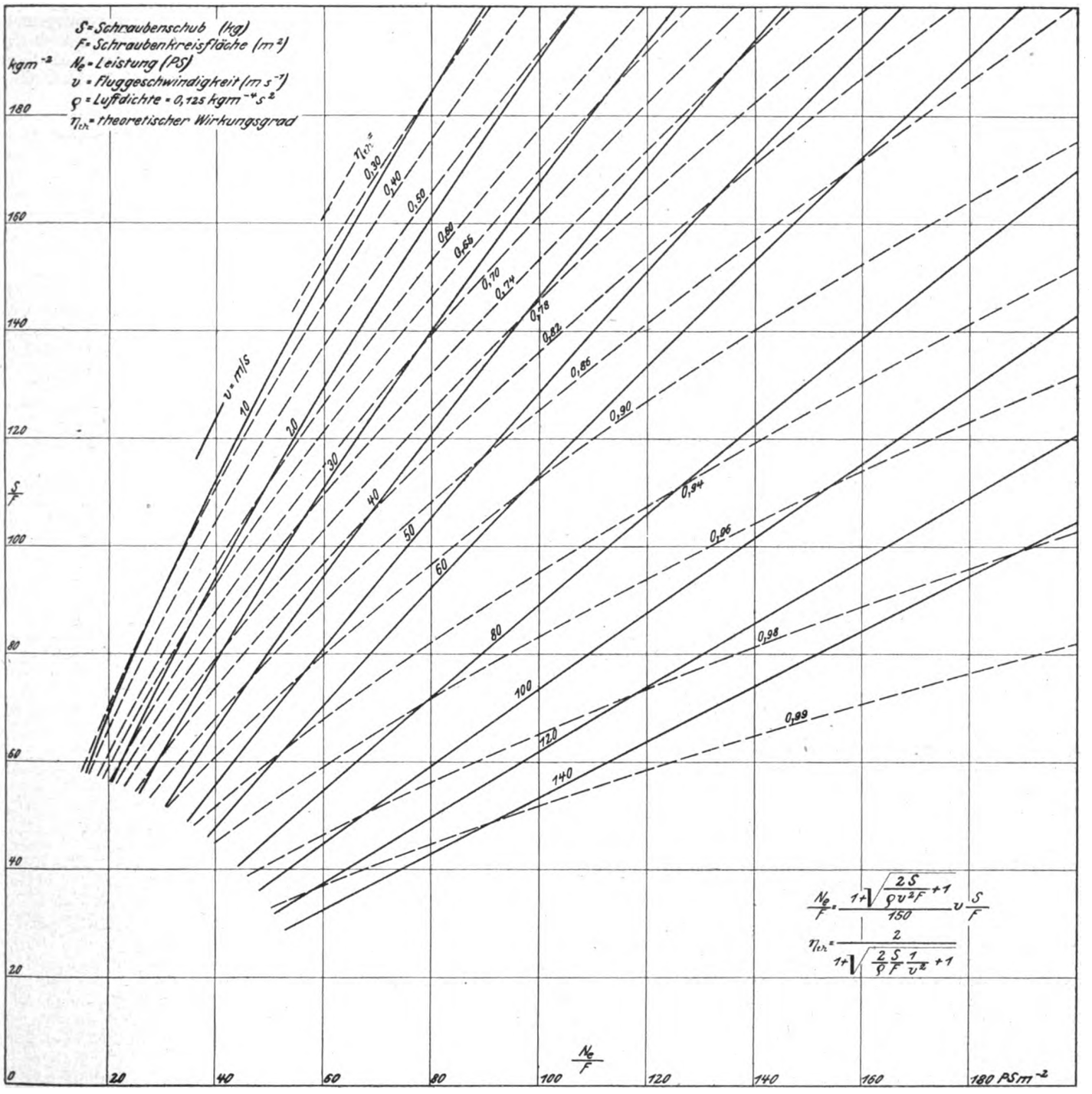


Abb. 3b.

Die praktischen Werte sind aus den theoretischen mit Hilfe des Gütegrads ζ zu errechnen. Die nachstehende Übersicht stellt die Möglichkeiten zusammen:

Gegeben	Aus Abb. 3 theoretisch ermittelt	Praktisch erreichbar
$\frac{N}{F}$; v	$\frac{S}{F}$	$\zeta \frac{S}{F}$
$\frac{N}{F}$; $\frac{S}{F}$	v	ζv
$\frac{S}{F}$; v	$\frac{N}{F}$	$\frac{1}{\zeta} \frac{N}{F}$

Der Gütegrad ausgeführter Schrauben kann im Bereich ζ = 0,85 bis 0,90 erwartet werden.

Elektrische Kraftanlagen in Luftfahrzeugen.

Von Heinrich Koppe.

41. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Die unter dem äußeren Druck langsame, aber stetige Fortentwicklung der deutschen Luftfahrt, die nur unter Zusammenfassung und Anspannung aller inneren Kräfte erfolgen kann, muß den Gesichtspunkt der Wirtschaftlichkeit vielen anderen voranstellen. In diesem Zusammenhange gewinnt die Frage der Schaffung einer einheitlichen Kraftanlage für Luftfahrzeuge erneute Bedeutung. Da jetzt auch der deutsche Luftverkehr nicht mehr mit umgebauten Kriegsflugzeugen, sondern fast ausschließlich mit eigentlichen Verkehrsflugzeugen betrieben wird, scheint der Zeitpunkt gekommen, diese Frage auf die Tagesordnung zu stellen und zum Gegenstand einiger Betrachtungen zu machen.

Digitized by Google

Bereits im Kriege ist eine Vereinheitlichung der elektrischen Stromquellen in Flugzeugen von verschiedenen Seiten angeregt worden; die Verwirklichung des Gedankens stieß aber infolge der außerordentlich raschen Fortentwicklung auf allen für die Stromentnahme in Betracht kommenden Gebieten auf sehr erhebliche Schwierigkeiten. Eine Festlegung und die damit notwendigerweise verbundene zeitweilige Begrenzung der Stromquellen hätte diese Entwicklung gehemmt und die rasche Umstellung auf Neuerungen oder Verbesserungen sehr erschwert. So kam es, daß sehr viele Geräte, die zu ihrem Betriebe elektrischen Strom benötigen, ohne Rücksicht auf die bereits vorhandenen oder zur Verfügung stehenden Stromquellen ausgebildet und ausgerüstet wurden. Der Aufgabe der Schaffung einer »elektrischen Zentrale« im Flugzeug, wie sie bei Kriegsende noch unbefriedigend oder nicht gelöst bestand, hat Bennewitz[1]) in seinem Buche »Flugzeuginstrumente« einen besonderen gleichlautenden Abschnitt gewidmet, indem er in vorzüglicher Gegenüberstellung von Strombedarf und Stromquellen unter Hinweis auf die damals und zum Teil auch heute noch bestehenden Schwierigkeiten alle Erfahrungen der Kriegszeit vereinigt. Auf diese reichen Erfahrungen[2]) muß ausdrücklich hingewiesen werden, ehe neue Pläne, die einen Fortschritt bedeuten sollen, entwickelt werden können.

Die folgenden Betrachtungen sollen sich unter dem Gesichtspunkt der Wirtschaftlichkeit, Sicherheit und Bequemlichkeit lediglich auf »das mittlere Verkehrsflugzeug« beschränken, wie es für den deutschen und europäischen Luftverkehr in Frage kommt und wie es sich nach Größe, Gewicht, Leistung und anderen Eigentümlichkeiten als Typ bezeichnen läßt.

Strombedarf.

Strombedarf nach Verwendungszweck.

Funkstelle. Als wichtigster Stromabnehmer ist im Verkehrsflugzeug ebenso wie im Kriegsflugzeug die Funkstelle anzusehen; diese soll jetzt auch der Neuzeit entsprechend das Funksprechen ermöglichen. Nicht der zurzeit in Deutschland herrschenden Radiosucht zuliebe, sondern als ebenso ernstes und wichtiges, wie willkommenes und bequemes Verständigungsmittel zwischen Luftfahrzeug und Erde. Es erübrigt sich, auf die Notwendigkeit einer Funkstelle im Verkehrsflugzeug hinzuweisen. Die Sicherheit des Luftverkehrs wird jedenfalls wesentlich erhöht, wenn auch die Bedeutung des »S-O-S«-Rufes bei Seenot nicht ohne weiteres auf Luftfahrzeuge zu übertragen ist, am wenigsten bei Landflugzeugen. Der Funkstelle wird weiter die sehr wichtige, leider noch nicht befriedigend gelöste Aufgabe der unmittelbaren Funkpeilung zufallen.

Nachtbeleuchtung. Der künftige Ausbau des Luftverkehrs wird das Überfliegen größerer Strecken in der Nacht bringen. Die Sicherheit des nächtlichen Verkehrs fordert die Anbringung von Stellungslampen an den Luftfahrzeugen. Um auch Notlandungen bei Nacht zu ermöglichen, sollte jedes Flugzeug mit einem kleinen Scheinwerfer ausgerüstet sein; selbst bei guter Bodeneinrichtung auf Flugplätzen wird ein eigener Scheinwerfer die Nachtlandung wesentlich erleichtern. Ebenso dienlich ist ein solches Gerät bei Versagen anderer Verständigungsmittel als Zeichengeber. — Weiter kommt die Innenbeleuchtung des Flugzeuges. Für den Führerraum ist diese wegen der damit verbundenen Blendungsgefahr mit höchster Vorsicht anzuwenden; die Ablesung der meisten Meßgeräte bei Dunkelheit wird mit Ausnahme der Kompasse einfach und zuverlässig durch Leuchtzifferblätter und -zeiger ermöglicht. Dagegen werden die Fluggäste in ihrem Abteil nicht gern im Dunkeln sitzen.

Meßgeräte. Verschiedene Meßgeräte erfordern zu ihrem Betriebe elektrischen Strom, sei es zur Fernübertragung (Fernthermometer) der Anzeigen, sei es zur Betätigung von Warnungslampen u. dgl. Dazu kommen noch die Verständigungsmittel an Bord, wie Fernsprecher, Befehlsübermittler usw. (Der Fernkompaß wird besonders erwähnt werden.)

Heizung. Soweit eine Heizung überhaupt in Frage kommt, wird man die notwendigen Wärmemengen gern dem Motor, dem Kühlwasser oder den Auspuffgasen entnehmen, da sie hier ohnehin zur Verfügung stehen. Heizung durch elektrische Stromwärme kann nur für besondere Fälle in Betracht kommen.

Kreisel. Die Navigierung des Flugzeuges steht in engstem Zusammenhange mit der Sicherheit des Luftverkehrs. Nebel und tiefe Wolken, bisher die schwierigsten Hindernisse des regelmäßigen Luftverkehrs, müssen mit Hilfe geeigneter Meßgeräte überwunden werden. Dazu scheinen in erster Linie die Kreisel berufen, unter denen die elektrisch angetriebenen in bezug auf Betriebssicherheit offenbar allen anderen Bauarten überlegen sind. Ein neuzeitliches Verkehrsflugzeug wird auf den Einbau einer Kreiselanlage schwerlich verzichten können. — Auf das einwandfreie Arbeiten eines Richtungsweisers muß ebensoviel Gewicht gelegt werden. Trotz mancher Mängel wird der Magnetkompaß seinen Platz im Luftfahrzeuge behalten und zunächst immer mehr behaupten. Eine besondere Ausführungsform, der Selenkompaß, hat sich während des Krieges für Groß- und Riesenflugzeuge bewährt; er wird infolgedessen auch im Verkehrsflugzeug Verwendung finden. Er muß besonders in den Kreis der Betrachtungen einbezogen werden, da er für die Fernanzeige elektrischen Strom von zwei verschiedenen Spannungen benötigt.

Triebwerk. Die Zündung der Verbrennungsmotoren wird wohl in den meisten Fällen einem fest mit dem Triebwerk verbundenen Generator mit Verteiler überlassen bleiben. Das Anwerfen der starken Flugmotoren auf elektrischem Wege kommt wegen des großen Gewichtes der dazu erforderlichen Sammler nicht in Betracht.

Sonderzwecke. Für einige Sonderzwecke besteht auch im Verkehrsflugzeuge noch weiterer Strombedarf. Es kann z. B. an den Einbau von Stabilisatoren u. dgl. gedacht werden. Wenn die Vornahme von Luftvermessungen aus Verkehrsflugzeugen auch nur einen Notbehelf vorstellt, so wird es doch gut sein, die Möglichkeit hierzu von vornherein nicht auszuschalten. Außer z. B. zur Betätigung eines Reihenbildners wird ein kleiner elektrischer Servomotor auch häufig für andere Zwecke benutzt.

Strombedarf nach Art und Menge.

Es ist nun zu untersuchen, wie hoch der Strombedarf für die verschiedenen Verwendungsarten ist und welche Stromarten dafür in Frage kommen. Es können hier auf Grund älterer Erfahrungen und neuerer Umfragen nur angenäherte bzw. gemittelte Werte angegeben werden.

Funkstelle. An erster Stelle muß auch hier wieder die Funkstelle im Luftfahrzeuge stehen. Dabei ist darauf hinzuweisen, daß diese nur dann voll ihren Zweck erfüllen kann, wenn eine zweckmäßig angelegte und gut unterteilte Bodeneinrichtung vorhanden ist. Es ist nicht zu verlangen, daß ein Verkehrsflugzeug beim Abflug nach einem sehr entfernten Ziel mit diesem sogleich funkmündlich in Verbindung steht; das kann ebensogut mittelbar durch »Ballsenden« oder auch durch Morsezeichen erfolgen. Es wird daher notwendig sein, die Reichweite der Verkehrsflugzeug-Funkstelle vernünftig einzuschränken. — Für das angenommene mittlere Verkehrsflugzeug dürften für Wechselverkehr 500 km für Funkzeichen und 150 km für Funkspruch vollkommen ausreichen. Zum Betriebe einer solchen Funkstelle werden im allgemeinen drei verschiedene Stromarten benötigt: hohe Gleich- oder Wechselspannung für den Sender, Niederspannung für Heizung der Sende- und Empfangsröhren, endlich eine mittlere oder Gleichspannung (Anodenstrom) für Empfang und Verstärkung. Der Strombedarf für Hochspannung kann mit 150 Watt (Gleichstrom bis 1000 V oder hochfrequenter Wechselstrom), der für Niederspannung mit 50 W angenommen werden; der Anodenstrom ist unerheblich. Der Heizstrom kann übrigens bei Einführung der neuen Oxydkathodenröhren in Zukunft sehr beträchtlich herabgesetzt werden, so daß für Funkzwecke hauptsächlich die Erzeugung des Hochspannungsstromes für den Sender in Frage kommt.

Nachtbeleuchtung. Für Beleuchtung der Meßgeräte und des Abteils können 20 W (4—6 V) Gleichstrom als ausreichend angesehen werden. Soweit höhere Spannungen im Flugzeug ohnehin zur Verfügung stehen, mag auch auf die wegen des geringen Stromverbrauches und des gleichmäßigen, nicht blendenden Lichtscheines für die Gerätebeleuchtung besonders vorteilhaften Glimmlampen hingewiesen werden. Die Stellungslampen werden etwa 20 W gebrauchen (4—6 V). — Unverhältnismäßig hohe Stromstärken bei etwas höherer Spannung müssen für den Bordscheinwerfer zur Verfügung stehen; um bei Notlandungen das Gelände genügend aufhellen zu können, müßten wohl 300 W aufgewendet werden. Allerdings kommt dieser hohe Stromverbrauch nur für kurze Zeiträume in Betracht; für die Dauer des Scheinwerfergebrauches könnte übrigens durch automatische Schaltung jede andere Stromentnahme unterbunden werden. Um zu hohe Stromstärken zu vermeiden, wird man mit der Spannung nicht unter 12 V herabgehen können.

Meßgeräte. Für den Betrieb der Meß- und Verständigungsgeräte können insgesamt 10 W (4 V) als ausreichend angenommen werden.

---

[1]) Bennewitz, Flugzeuginstrumente, Bd. XIII des Handbuches der Flugzeugkunde, S. 221 ff.

[2]) Siehe auch: Niemann, Funkentelegraphie für Flugzeuge, Bd. IX, Handb. der Flugzeugkunde, S. 171 ff.

Digitized by Google

Heizung. —

Kreisel und Kompaß. Der Kreisel nimmt als Stromverbraucher im Luftfahrzeug insofern eine Sonderstellung ein, als er wegen seiner hohen Drehzahl drei Phasen Drehstrom von hoher Wechselzahl benötigt; mit 150 W dieser Stromart (meist 110 V) dürfte ein einfacher Kreisel auskommen. — Der Selenkompaß, dessen Anschluß wegen der zwei verschiedenen Stromarten früher Schwierigkeiten machte, braucht für die Beleuchtung der Selenzellen etwa 15 W (früher 16 V). Der Stromverbrauch für die Fernübertragung liegt in der Größenordnung des Anodenstromes, ist also unerheblich. Es sei erwähnt, daß der Selenkompaß in seiner jetzigen Ausführung ohne Schwierigkeit an einen gebräuchlichen Funkengenerator angeschlossen werden kann.

Triebwerk. —

Sonderzwecke. Für Sonderzwecke wie die Betätigung von Hilfs- oder Antriebsmotoren für photographische und andere Aufgaben sollen noch 100 W niedergespannten Gleichstroms bereitgehalten werden (bisher 40—50 V); es genügen auch 12—18 V.

Der Niederspannungsstrom wurde bisher mit verschiedenen Spannungen benötigt; dem könnte auch weiterhin durch Vorschalten oder Abgreifen von Widerständen, durch Unterteilen der Stromabnehmer an den Generatoren oder Sammlern Rechnung getragen werden. Es ist aber durchaus möglich, allen Niederspannungsstrombedarf auf nur eine Spannung festzulegen, für die 12 oder besser 18 V vorgeschlagen werden.

Damit wäre der wesentliche Strombedarf für ein mittleres Verkehrsflugzeug nach Art und Menge zusammengestellt. Er kann mit 150 W Hochspannungsstrom rd. 300 W Niederspannungsstrom und 150 W Drehstrom, also insgesamt rd. 600 W elektrischer Leistung angegeben werden.

Stromquellen.

Für das Luftfahrzeug kommen drei verschiedene Arten der Stromerzeugung in Betracht: der Generator, der Sammler und das Primär-(Trocken-)Element.

Generator. Der Generator wird wegen seiner vielen bekannten Vorzüge, deren größter die unbegrenzte Strombelieferung ist, vor allen anderen Stromerzeugern in Luftfahrzeugen hauptsächlich benutzt. Bisher sind für die verschiedenen Verwendungszwecke (Funkstelle, Kreisel, Fernkompaß usw.) besondere Generatoren ausgebildet worden. Allerdings wurden im Kriege bereits »Einheitsgeneratoren« für C-Flugzeuge verwendet[1]), die etwa 300 W hochgespannten Wechselstrom und ebensoviel Gleichstrom von 50 V Spannung abgaben. Von diesen Generatoren konnte auch Gleichstrom für andere Zwecke abgenommen werden. Wie erwähnt, reichten sie aber infolge der raschen Fortentwicklung bald nicht mehr aus, besonders da auch die Anforderungen an die Stromart andere wurden. Gemeinsam ist allen diesen Generatoren, daß sie zur Gewichts- und Raumersparnis mit hohen Drehzahlen arbeiten (4000—5000 Umdr./min). Verschieden ist die Art des Antriebs, der entweder unmittelbar durch die Windkraft oder durch Kuppelung mit dem Flugzeugtriebwerk durch Zahnrad oder Kette, oder aber durch einen besonderen kleinen Verbrennungsmotor erfolgen kann. Windkraft- und Triebwerksantrieb haben Vor- und Nachteile, die sich nahezu aufwiegen. Besonderer Antrieb durch einen Hilfsmotor kam bisher nur für R-Flugzeuge in Frage. — Der Triebwerksantrieb machte bisher durch die Unvollkommenheit und die rasche Abnutzung der hoch beanspruchten Getriebe und Kupplungen größere Schwierigkeiten als der Windkraftantrieb; daher wurde der letztere besonders für Wasserflugzeuge vielfach bevorzugt. Gleich schwierig bei den beiden letzterwähnten Antriebsarten ist die Regelung der Drehzahlen. Die starken, den verschiedenen Flugzuständen entsprechenden Schwankungen der Umlaufszahl der Luftschraube oder des Triebwerkes haben ebensolche Spannungsänderungen zur Folge, die, abgesehen von unmittelbaren Störungen, einerseits eine unzureichende Stromversorgung, anderseits eine gefährliche Überlastung bewirken können. Im übrigen haben sich die meisten der bisher verwendeten Generatoren in bezug auf äußere Gestaltung (windschnittige Form, Schutz gegen Verschmutzung, Kühlung) mechanische Durchbildung und Gewicht recht gut den besonderen Betriebsbedingungen des Luftfahrzeuges angepaßt.

Sammler. Für sehr stetig zu haltende Gleichspannung an Bord von Luftfahrzeugen kommen Sammler in Frage. Es sind sowohl Eisen- als auch Bleisammler in Gebrauch. Die letzteren haben sich besonders eingebürgert und bewährt. Leider ist das Gewicht sehr beträchtlich; es ist abhängig von dem Fassungsvermögen. Der Einbau in Zellhornzellen wird vielfach bevorzugt. Hartgummi ist zuverlässiger, erhöht auch die Lebensdauer des Sammlers, hat aber etwas höheres Gewicht und erschwert auch den Einblick in das Innere der Zelle. Dem Leistungsabfall des Sammlers bei niederen Temperaturen läßt sich durch Einbau in Kälte-Schutzkästen gut begegnen. Die Schwefelsäure-Füllung ist eine weitere sehr unangenehme Eigenschaft. Elektrische Stromsammler dürfen in Flugzeugen nur in besonders abgeteilten, von außen leicht zugänglichen, säurefest angestrichenen und gut gelüfteten Räumen untergebracht werden. Ein Kurzschluß der Sammler kann infolge der trotz der niederen Spannungen sehr beträchtlichen Ladungen recht gefährlich werden; jeder Zellenkasten ist daher für sich entsprechend zu sichern. Alle diese Nachteile können aber die sonstigen Vorteile eines guten, wirtschaftlichen und beweglichen Stromsammlers nicht überwiegen.

Primär-Elemente. Primär-Elemente werden im Luftfahrzeuge endlich in Form von Trocken- oder Füllelementen einzeln oder in Blocks für Anodenzwecke benötigt. Bei dem geringen Gewicht und Raumbedarf sind sie kaum durch andere Stromquellen, vor allem in bezug auf ihre Stetigkeit zu übertreffen. Gelingt es, den Generatorstrom in seiner Spannung sehr stetig zu halten und die Stromabnehmer-Geräusche auszuschalten, so kann der Anodenstrom auch vom Generator unmittelbar entnommen werden.

Für das mittlere Verkehrsflugzeug wurden als gesamter Strombedarf etwa 600 W gefunden. Wenn diese Strommenge zwar nicht während der ganzen Dauer eines Fluges benötigt wird, so muß doch gefordert werden, daß sie jederzeit zur Verfügung steht; also in jedem Flugzustande, aber auch am Boden beim Start und selbst bei Notlandungen, wenn der Flugmotor versagt. — Viele Geräte, die auf elektrischen Strom angewiesen sind, haben in solchen Augenblicken erhöhte Bedeutung. Der Verkehrsflieger muß ebenso, wie er im Stande den Flugmotor einem Probeflug unterzieht, in der Lage sein, sich vor dem Fluge von dem einwandfreien Arbeiten seiner elektrischen Anlagen zu überzeugen. Für den Kreisel ist es besonders wertvoll, wenn er bereits im Stande auf volle Drehzahl gebracht werden kann. Auf der anderen Seite müssen bei Notlandungen sowohl die Funkstelle als auch Beleuchtung und Scheinwerfer betriebsfähig bleiben. — Weiter ist allgemein zu fordern, daß der durch den Einbau der elektrischen Kraftanlagen im Luftfahrzeuge durch Gewicht und Luftwiderstand verursachte Leistungsverlust möglichst gering gehalten wird.

Leistungsbedarf der elektrischen Kraftanlagen.

Grundsätzlich kann die Stromversorgung der Luftfahrzeuge durch alle drei erwähnten Stromerzeuger: Generatoren, Sammler und Primär-Elemente erfolgen. Die letzte Art kommt wegen der geringen Stromstärken aber nicht wesentlich in Betracht. Zur Beurteilung der beiden ersten Stromerzeugungsarten sei folgende Überlegung angestellt: für das den Betrachtungen zugrunde gelegte »mittlere Verkehrsflugzeug« kann angenommen werden, daß 1 kg Zuladung einer Motorleistung von ⅓ PS entspricht; eine Leistungsentnahme von 1 PS unmittelbar am Triebwerk oder durch entsprechende Luftwiderstandserhöhung kommt also einer Vermehrung der Zuladung um 3 kg gleich. Die Änderungen im Brennstoffverbrauch sollen dabei unberücksichtigt bleiben.

Generator.

Der zu rd. 600 W ermittelte Strombedarf eines Verkehrsflugzeuges kann nach den bisherigen Erfahrungen durch einen Generator im Gewicht von etwa 15 kg gedeckt werden. Dazu kommt noch die Betriebsleistung, die entweder dem Luftwiderstande (Windkraftantrieb), oder dem Triebwerk (Triebwerksantrieb), oder endlich einer besonderen kleinen Kraftanlage (Hilfsmotorenantrieb) entnommen werden kann. Das »tote Gewicht« des Generators allein würde einer Leistungsverminderung von 5 PS entsprechen.

Windkraftantrieb. Bei Antrieb durch Windkraft erhöht sich das tote Gewicht des Generators noch um das der Luftschraube und der besonderen Befestigungen (etwa 1,5 kg). Infolge des schlechten Wirkungsgrades der Luftschrauben muß mit einer unmittelbaren Leistungsentnahme aus dem Luftwiderstand von etwa 4 PS gerechnet werden. Die Stromerzeugung durch Luftschraubenantrieb wäre also auf insgesamt 9,5 PS Leistungsabnahme anzusetzen.

Triebwerksantrieb. Bei Antrieb durch das Flugzeugtriebwerk kommen für das Getriebe (Übersetzung etwa 1:3) und die Kupplung rd. 3 kg zum toten Gewicht hinzu. Die dem Triebwerk abgenommene Leistung wird unter Berücksichtigung der Getriebeverluste etwa 1 PS betragen müssen. Die Stromerzeugung durch unmittelbaren Triebwerksantrieb wäre also durch eine Leistungsabnahme von 7 PS zu erreichen.

[1]) Niemann, a. a. O.

Digitized by Google

Hilfsmotorantrieb. Bei Antrieb des Generators durch einen besonderen Hilfsmotor sind zwei Fälle zu unterscheiden: einmal kann nämlich der Generator dauernd durch den Hilfsmotor angetrieben werden. In diesem Falle würde z. B. ein kleiner Fahrradmotor von etwa 1 PS genügen, der infolge seiner hohen Drehzahl ohne Getriebe recht günstig arbeitet; sein Gewicht kann mit etwa 4,5 kg angenommen, der Brennstoffverbrauch vernachlässigt werden, so daß die Stromerzeugung durch dauernden Hilfsmotorenantrieb durch eine gesamte Leistungsabnahme von nur 6,5 PS erreicht würde.

Der zweite Fall ist der, daß in dem Flugzeuge für andere Zwecke bereits ein kleiner Hilfsmotor vorhanden ist, der dann bei Versagen der übrigen Antriebsmittel für die Stromerzeugung einspringt. Die gesamte Leistungsabnahme zur Deckung des elektrischen Kraftbedarfs würde dann der letzterwähnten Art entsprechen, müßte aber um einen Anteil des Hilfsmotors (etwa 4,5 kg, entsprechend 1,5 PS), also auf 9,5 PS bzw. 12 PS erhöht werden.

Der kleine Hilfsmotor wird aus anderen Gründen für das neuzeitliche Verkehrsflugzeug besondere Bedeutung gewinnen. Das Anwerfen der schweren Flugmotoren muß in Zukunft durch Bordmittel erfolgen; die anzuwendenden Leistungen sind erreichbar[1]), da ja nicht mit voller Umlaufszahl angeworfen werden muß, anderseits auch bei sehr starken Motoren der Druck abgelassen werden kann (Dekompression). Ausführungsbeispiele sind bekannt (Maybach). In diesem Zusammenhang kann auch auf eine Vorrichtung hingewiesen werden, bei der ein Sternmotor durch eine Kompressorpumpe mit Verteiler angeworfen wird[2]). — Es ist anzunehmen, daß ein kleiner Hilfsmotor von 5 PS mit einem Gewicht von etwa 10 kg — das also einer gesamten Leistungsverminderung des Flugzeuges um etwa 3 PS entsprechen wird — für das Anwerfen auch schwerer Triebwerke unter den erwähnten Maßnahmen ausreichen wird. Auf die weitere Bedeutung eines solchen Hilfsmotors für andere Zwecke, z. B. zum Antrieb eines Gebläses, zur Stetighaltung der Leistung in der Höhe (es dürfte nicht verboten sein, darüber nachzudenken) mag kurz hingewiesen werden.

Sammler.

Wollte man den gesamten Strombedarf des Flugzeuges für einen zehnstündigen Flug aus Sammlern decken, so würde man auf außerordentlich hohe Gewichte kommen (etwa 120 kg entsprechend 40 PS), die sich weiter um das tote Gewicht der zur Umformung auf Hochspannung und Drehstrom erforderlichen Anlagen erhöhen. Der Sammler hat aber als Spannungsregler, Puffer und auch für kurze Zeit als selbständige Stromquelle in Verbindung mit einem Generator Bedeutung. — Ein sehr wichtiges Gerät für das Verkehrsflugzeug ist bei Windkraft- und Triebwerksantrieb des Generators hauptsächlich auf den Sammler angewiesen; das ist der Scheinwerfer. Im Gleitflug und besonders beim Ausschweben wird in beiden Fällen der Generator nicht mehr genügend Strom liefern. Leider sind die für den Scheinwerfer benötigten Stromstärken sehr erheblich, so daß, obwohl sie nur für kurze Zeit in Frage kommen, das Gewicht des Sammlers nur für dieses Gerät sehr erhöht werden muß. Während ein 12-V-Sammler nur für Puffer- und Regelzwecke in Frage kommt und in Verbindung mit einem Eisemann-Regler der Eisemann & Co., Stuttgart[3]), ganz Vorzügliches leistet, nur etwa 12 kg wiegen würde, müßte für die Betätigung des Scheinwerfers ohne Generatorstrom auf die Dauer von 15 min der Sammler auf etwa 42 kg Gewicht gebracht werden.

Die vollständige elektrische Kraftanlage im Flugzeug.

Es mögen nun die verschiedenen Stromerzeugungsarten unter Berücksichtigung ihrer Vor- und Nachteile noch einmal zusammengestellt werden.

Windkraftantrieb. Ein wesentlicher Vorteil dieser Antriebsart ist, daß der Stromerzeuger leicht an jedem Flugzeug auch nachträglich angebracht werden kann; die Strombelieferung erfolgt während der ganzen Dauer des Fluges, auch noch im Gleitfluge, wenn das Triebwerk versagt. Ungünstig sind der Luftwiderstand, der schlechte Wirkungsgrad, die dem jeweiligen Flugzustande entsprechenden Drehzahl- und Spannungsschwankungen und der Ausfall im Stande. — Vielfach werden durch Windkraft angetriebene Generatoren im Luftschraubenstrahl angebracht. Die dadurch erzeugte Standdrehzahl ist aber so gering, daß noch keine Stromentnahme erfolgen kann. Auch sonst haben sich keine wesentlichen Vorteile ergeben. Die Leistungsentnahme für den Windkraftantrieb wurde zu 9,5 PS ermittelt, dazu kommt aber noch das tote Gewicht des Sammlers, das diesen Betrag bei 12 kg Gewicht um 4 PS, bei 42 kg um 14 PS, also auf 13,5 bzw. 23,5 PS erhöhen würde.

Nun sind aber bereits vor dem Kriege, besonders in Frankreich und neuerdings in Amerika Wege gezeigt worden, wie zwei wesentliche Nachteile des Luftschraubenantriebs, der schlechte Wirkungs-

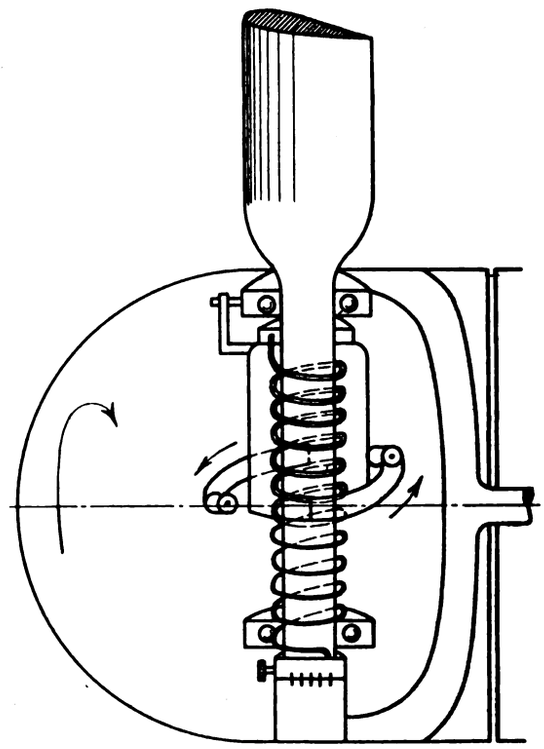


Abb. 1.

grad und die Spannungsschwankungen sehr verbessert bzw. beseitigt werden können. Die Drehzahlschwankungen der Luftschraube lassen sich nämlich durch eine von der Drehzahl abhängige, selbsttätige Änderung des Flügelanstellwinkels weitgehend ausgleichen. Der Vorgang ist einfach der, daß das Luftschraubenblatt um seine Schwerlinie drehbar angeordnet ist; an dieser Drehachse greifen zwei Gewichte an, die zur Hauptdrehachse der Luftschraubennabe symmetrisch, aber exzentrisch sitzen. Durch die Schleuderkraft suchen diese Gewichte das Schraubenblatt zu drehen; dem wirkt eine verstellbare starke Feder entgegen. Diese einfache Regelung arbeitet so vorzüglich, daß bei beträchtlichen Änderungen der Geschwindig-

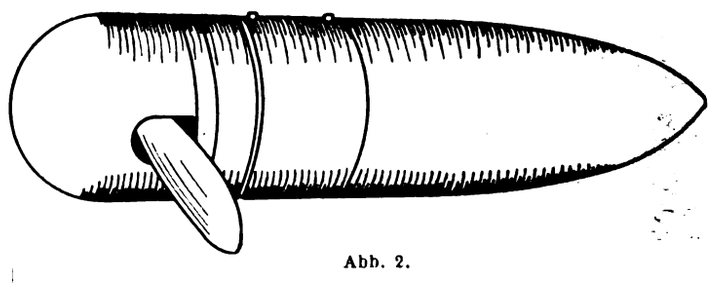


Abb. 2.

keit oder der Belastung nur sehr geringe Schwankungen der Drehzahl auftreten; für die Einflügelschraube von Drzewiecki[1]) ist diese Änderung zu höchstens 5 vH der Drehzahl angegeben. Bei der neueren amerikanischen Einflügel-Verstell-Luftschraube »Delauriers« ist diese Abweichung noch geringer. Durch freundliches Entgegenkommen der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie »Telefunken« kann dieser Flügel in einer Abbildung und einer Skizze (Abb. 1 u. 2) gezeigt werden. Eine andere Anordnung, durch die eine ebenso vorzügliche Regelung der Luftschraubendrehzahl erreicht wird, ist von Ragonnot angegeben[1]); sie beruht auf beweglicher Kuppelung. — Die in der Abbildung gezeigte ganze Anordnung von Luftschraube und Generator ist aerodynamisch so günstig durchge-

[1]) Ein 300-PS-Flugmotor wurde auf dem Bremsstand der DVL bei vollem Gasdruck kürzlich mit einem Motor von 7 PS leicht angeworfen.

[2]) Bristol-Gasanlaß-Vorrichtung für Mehrzylinder-Flugmotoren bis 500 PS (vgl. NfL 22/44. 20).

[3]) Bennewitz, a. a. O. S. 227.

[1]) G. Eiffel, Études sur L'Hélice Aérienne, S. 222ff.

Digitized by Google

fuhrt, daß bei Verwendung dieses Windkraftantriebes die oben berechnete Leistungsentnahme von 9,5 auf 7,5 PS herabgesetzt werden kann. Unter Zurechnung der Sammler ergeben sich dann 11,5 bzw. 21,5 PS.

Triebwerksantrieb. Ein besonderer Vorteil dieser Antriebsart ist der, daß die Stromerzeugung bereits im Stande voll im Betrieb ist; infolge des Getriebes, das außerdem starker Abnutzung unterworfen ist, machen sich Drehzahlschwankungen des Triebwerks in erhöhtem Maße bemerkbar; der Wirkungsgrad ist im allgemeinen günstiger als der der Luftschraube, besonders bei höheren Leistungen. Bei Motorpannen und im Gleitfluge setzt die Stromversorgung aus bzw. wird unzureichend. Die Leistungsentnahme wurde zu 7 PS gefunden; mit den Zusatzsammlern von 12 bzw. 42 kg erhöht sie sich auf 11 bzw. 21 PS.

Hilfsmotorantrieb. Bei dieser Antriebsart, die ständig Strom erzeugt, auch bei Start und Notlandung, die außerdem unabhängig vom Flugzustande ist, also stets mit gleicher Drehzahl arbeiten kann, erübrigen sich besondere Sammler, selbst für Pufferzwecke. — Die gesamte Leistungsentnahme bleibt also auf 6,5 PS beschränkt.

Ein im Flugzeug für andere Zwecke bereits vorhandener Hilfsmotor kann beim Ausfall der anderen Antriebsmittel zur Stromerzeugung benutzt werden, falls eine Wechselkupplung vorhanden ist und der Hilfsmotor auch während des Fluges vom Führersitz aus leicht in Betrieb zu setzen ist. In diesem Falle müßte aber wenigstens eine Pufferbatterie vorhanden sein. Die Leistungsentnahme wäre dann auf 12,5 PS anzusetzen.

Im übrigen kann der vorhandene Hilfsmotor ja ohnehin für andere Zwecke, z. B. Gebläse, dauernd in Betrieb sein. In diesem Falle würde naturgemäß auch der Generator fest mit angeschlossen werden. Es ergeben sich da verschiedene durchweg günstige Möglichkeiten zur Stromerzeugung. — Die Anwendung verschiedener Antriebsarten durch besondere Kupplungen, wie auch der Antrieb durch ausschwenkbare Luftschrauben (z. B. bei dem neuen Z-Kreuzer in Friedrichshafen[1]) mögen hier erwähnt werden.

Zusammenfassung.

Zusammenfassend ist über die elektrischen Kraftanlagen in Luftfahrzeugen folgendes zu sagen:

Das neuzeitliche Verkehrsflugzeug benötigt elektrischen Strom für verschiedene die Sicherheit und die Bequemlichkeit des Luftverkehrs erhöhende Verwendungszwecke.

Die Deckung dieses Strombedarfs ist nach wirtschaftlichen Gesichtspunkten durch eine einheitliche Kraftanlage zu erzielen, die ebenso wie das allgemeine Triebwerk als wesentlicher Bestandteil des Flugzeuges anzusehen ist. Auf die richtige Unterbringung und den sachgemäßen Einbau der Kraftanlage sowie der notwendigen Leitungen, Sicherungen und Anschlußmöglichkeiten ist daher schon bei dem Entwurf eines neuen Flugzeuges Bedacht zu nehmen.

Elektrischer Strom nach Menge und Art wird im »mittleren Verkehrsflugzeug« für folgende Zwecke benötigt:

für Funkstelle 50 W Niederspannung, 150 W Hochspannung,
» Nachtbeleuchtung 40 W Niederspannung,
» Scheinwerfer 300 W Niederspannung,
» Verständigungsgerät 10 W Niederspannung,
» Kreisel und Fernkompaß 15 W Niederspannung, 150 W Drehstrom,
» Sonderzwecke 100 W Niederspannung,

also insgesamt 160 W Hochspannung, 150 W Drehstrom und 300 W Niederspannung (ohne Scheinwerfer).

Zur Stromerzeugung kommen Generatoren, Sammler und Primär-Elemente in Frage. Für das Luftfahrzeug ist die Stromerzeugung durch Generatoren die wirtschaftlichste. Sammler kommen nur als Regler bzw. Puffer und für kurz dauernden Stromersatz in Betracht. Trockenelemente werden vorläufig noch bei sehr geringen Leistungen für die Funkstelle und für Sonderzwecke verwendet.

Die elektrischen Generatoren im Luftfahrzeuge können auf verschiedene Art angetrieben werden:

durch Windkraftantrieb im freien Fahrtwind oder im Luftschraubenstrahl,
» unmittelbaren Antrieb vom Triebwerk durch Getriebe und Kupplung,
» besondere eigene Kraftanlagen (Hilfsmotore) oder solche, die auch für andere Verwendungszwecke im Luftfahrzeug vorhanden sind.

Die im Luftfahrzeug eingebaute elektrische Kraftanlage vermindert dessen Leistung durch Gewichtserhöhung und mittelbare oder unmittelbare Leistungsentnahme. Bei voller Deckung des angegebenen Strombedarfs ergibt sich für ein mittleres Verkehrsflugzeug zusätzlich 15 min Scheinwerferbetrieb ohne Generatorenstrom für die gesamte elektrische Anlage eine Leistungsabnahme von:

23,5 PS bei älterem Luftschraubenantrieb,
21,5 PS bei neuerem Luftschraubenantrieb mit selbsttätigem Verstellflügel,
21 PS bei Antrieb durch das Triebwerk,
6,5 PS bei Antrieb durch besondere Kraftanlage.

Wird auf den Betrieb des Scheinwerfers verzichtet, so verringern sich die ersten drei Werte um je 10 PS.

Allen Antriebsarten überlegen ist der Antrieb durch besondere Kraftanlagen. Dieser gestaltet sich noch günstiger durch den Umstand, daß im neuzeitlichen Flugzeug ein Hilfsmotor für andere Zwecke (Anwerfen, Gebläse usw.) ohnehin benötigt wird.

[1]) Telefunken-Zeitung VI, Nr. 34/35, S. 95.

Musterprüfungen von Flugmotoren.

Von Richard Roth.

42. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Die Geschichte des Flugmotorenbaues weist in Deutschland zum ersten Male im Jahre 1909 anläßlich eines Preisausschreibens der Motorluftschiff-Studiengesellschaft Berlin[1]) Prüfbestimmungen für Flugmotoren auf, welche neben Feststellung der Leistung und des Betriebsstoffverbrauchs, die Zuverlässigkeit in einem fünfstündigen Dauerlauf als Hauptbedingung enthalten. Bereits im Jahre 1907 wurden bei dem 1. Preisausschreiben der Motorluftschiff-Studiengesellschaft Berlin[2]) Prüfbestimmungen für Luftschiffmotoren aufgestellt.

Die Forderungen im Flugzeugbau, hohe Motorleistung bei geringstem Gewicht und größter Betriebssicherheit, sowie die gewonnenen Erfahrungen bei den Veranstaltungen von Rund-, Etappen-, Dauer- und Höhenflügen waren grundlegend für die Prüfbestimmungen[3]) des Kaiser-Preiswettbewerbs 1912. Die Bewertung der Flugmotoren erstreckte sich auf die Leistung, den Betriebsstoffverbrauch, die Betriebssicherheit während eines siebenstündigen Dauerlaufs und das Einheitsgewicht.

Ein zweiter Kaiserpreis-Wettbewerb war für den Spätherbst 1914 vorgesehen. Die Prüfbestimmungen[4]) enthielten einen dreistündigen Leistungsversuch bei voller Belastung mit Messung des Drehmoments und der Drehzahl. In kurzen Nebenversuchen sollten Messungen bei veränderter Drehzahl vorgenommen werden. Dauerversuche in zwei Abschnitten von je 10 Stunden sowie weitere Erprobungen in fünfstündigen Abschnitten waren vorgesehen. Dieser Wettbewerb unterblieb infolge Ausbruch des Krieges.

Für die nachfolgende Zeit bildeten diese Prüfbestimmungen die Grundlage für Bewertung von Flugmotoren. Die Steigerung der Flugmotorenerzeugung während der Kriegszeit bis zur Höchstgrenze der industriellen Leistungsfähigkeit sowie die Heranziehung neuer Werke für Lizenznachbauten machten erhöhte Überwachung der Werkausführung, eingehende Prüfung der einzelnen Motorenmuster sowie besondere Vorschriften für die Stückprüfungen notwendig. Auf Grund gewonnener Erfahrungen während der ersten Kriegszeit wurden neue Prüfbestimmungen[5]) ausgearbeitet.

Die Bedingungen für Zulassung eines Motorenmusters bestanden in einem Dauerlauf von 60 h für Stand- und 30 h für Umlaufmotoren, wobei Leistung, Betriebsstoffverbrauch und Kühlwasserverbrauch gemessen wurden; ferner in der Bestimmung der Volleistung bei verschiedenen Drehzahlen, Prüfung in Schräglage, Prüfung auf Vergaserbrandsicherheit, Feststellung der Leerlaufdrehzahl bei Früh- und Spätzündung, Verhalten des Motors bei längerem Leerlauf und anschließend plötzlichem Aufreißen der Gasdrossel bis Vollleistung. Das Verhalten des Motors während des Dauerlaufes wurde genau beobachtet, Eingriffe am Motor oder Auswechseln von Teilen waren nur mit Genehmigung der Prüfstelle erlaubt. Nach erfolgter Erprobung wurde der innere Befund des Motors hinsichtlich Verschleiß, Rißbildungen und Bruch aufgenommen. Ein besonderer

[1]) Motorluftschiff-Studiengesellschaft Berlin, Jahrbuch 1908 bis 1910.
[2]) Motorluftschiff-Studiengesellschaft Berlin, Jahrbuch 1907.
[3]) Veröffentlicht am 7. Mai 1912.
[4]) Veröffentlicht am 12. Dezember 1913.
[5]) Dechamps-Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung der Flugmotoren, Handbuch der Flugzeugkunde, Bd. VI, 1. Teil.

Digitized by Google

Ausschuß entschied auf Grund der Prüfergebnisse über die Zulassung des Motors. Die bei den Prüfungen gewonnenen reichen Erfahrungen wurden ohne Bedenken den Flugmotorenwerken zugänglich gemacht, um von vornherein bei Neuentwicklungen Fehlbauten vorzubeugen. Die strenge Handhabung der Muster- als auch Stückprüfungen haben zur Schaffung betriebssicherer Motoren beigetragen.

Nach dem Waffenstillstand trat eine plötzliche Ruhe in der Erzeugung von Flugmotoren ein, und jetzt erst scheint eine Wiederbelebung auf dem deutschen Flugmotorenmarkt einzusetzen.

Die DVL, welcher die Überwachung der Flugzeuge mit Kraftanlage hinsichtlich ihrer Betriebstüchtigkeit obliegen wird, hat den derzeitigen wirtschaftlichen Verhältnissen weitgehend Rechnung tragend, besondere Regeln für die Prüfung von Flugmotorenmuster ausgearbeitet. Am Ausland gemessen, wo zum Teil unbegrenzte Mittel zur Verfügung stehen und hohe Prüfkosten nicht gescheut werden müssen, hat die DVL ihre Bestimmungen auf das notwendigste Maß beschränkt.

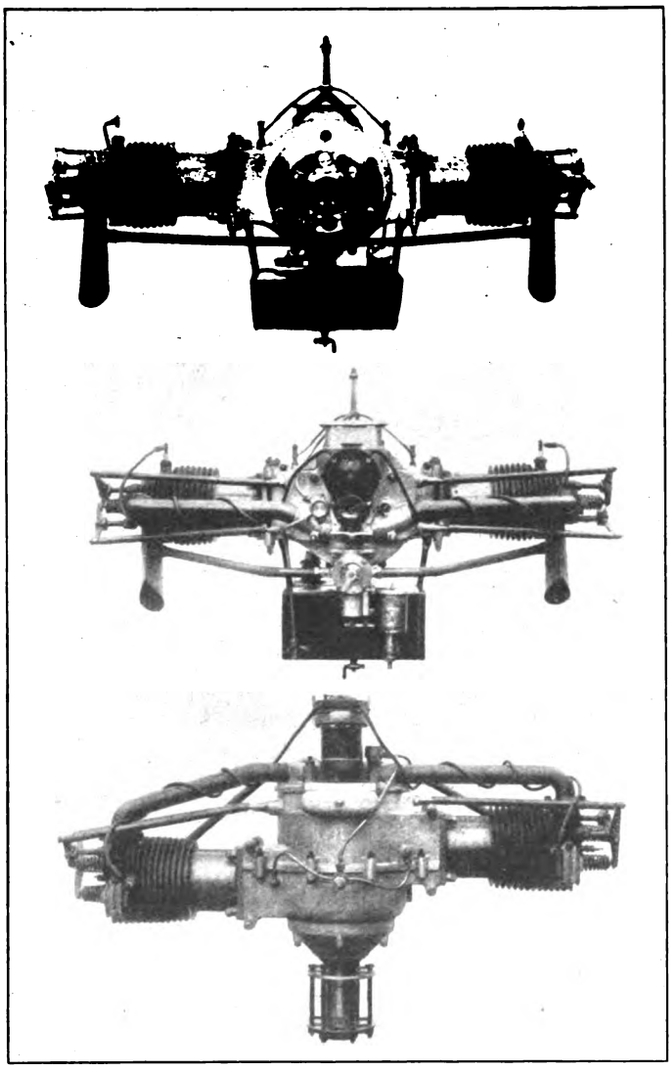


Abb. 1—3.

Neben praktischer Erprobung verlangt die DVL auch rechnerische Festigkeitsnachweise wichtiger Bauteile. Dies erscheint für die Beurteilung der Betriebssicherheit als Ergänzung der verhältnismäßig kurzen Dauerprüfungen unerläßlich.

Die Unterlagen zur Musterprüfung umfassen Baubeschreibung und Bauunterlagen.

In der Baubeschreibung sind allgemeine Angaben über Name und Wohnort des Herstellers, Musterbezeichnung und Bauart des Motors enthalten nebst Zusammenstellungs- und Einbauzeichnungen sowie Lichtbilder des Motors.

Die Bauunterlagen enthalten ausführliche Angaben über die Bauart, über sämtliche Bauteile des Motors nebst rechnerischem Nachweis über Festigkeit der wichtigsten Bauteile ausgehend von einer Zusammenstellung der im Motor wirkenden Kräfte, über Massenausgleich, Lagerdrucke und bei Umlaufmotoren über die bei diesen auftretenden besonderen Kräfte; ferner Schaubilder der Ventilerhebungen und Öffnungsquerschnitte. Den Bauunterlagen werden Werkstattzeichnungen der wichtigsten Bauteile beigefügt sowie eine Aufstellung über die verwendeten Baustoffe nebst ihren Festigkeitszahlen und eine Einzelgewichtsaufstellung der gesamten Bauteile.

Die Teilprüfungen einer Musterprüfung erstrecken sich auf die Volleistungsaufnahme in Abhängigkeit von der Drehzahl, Prüfung des Verhaltens bei wiederholtem plötzlichen Wechsel von Leerlauf auf Vollast, Prüfung auf Vergaserbrandsicherheit, Feststellung der vom Kühlwasser abgeführten Wärmemenge, der Leerlaufsdrehzahl bei Früh- und Spätzündung, einem halbstündigen Leerlauf mit anschließend plötzlichem Hochgehen auf Vollast und einem vielstündigen Dauerlauf.

Das Auswechseln irgendwelcher Teile während des Dauerlaufs ist nur im Einvernehmen mit der Prüfstelle gestattet.

Nach dem Dauerlauf erfolgt die Prüfung der werkstattmäßigen Ausführung, Feststellung des Zustandes des Motors durch innere Befundaufnahme, Feststellung der Abmessungen und genaue Untersuchung der einzelnen Bauteile.

Einzelprüfungen, wie z. B. von Öl- und Wasserpumpen, behält sich die Prüfstelle vor.

In einem Prüfbericht werden sämtliche Ergebnisse und Beobachtungen über das Verhalten des Motorenmusters zusammengefaßt und gegebenenfalls die Betriebstüchtigkeit des Musters erklärt.

Im nachstehenden ist ein Beispiel einer durchgeführten Motorenmusterprüfung des 34 PS Zweizylinders luftgekühlten Haacke-Flugmotors, Musterbezeichnung HFM 2a, wiedergegeben, zu deren Veröffentlichung die Motorenwerke Hermann Haacke, Berlin-Johannisthal in dankenswerter Weise die Unterlagen zur Verfügung stellten.

Baubeschreibung.

Name und Wohnort des Herstellers: *Hermann Haacke, Berlin-Johannisthal.*
Musterbezeichnung des Motors: *HFM 2a.*
Bauart des Motors: *Standmotor, Viertakt, luftgekühlt, ohne Getriebe.*
Nennleistung: *34 PS.*
Nutzleistung am Boden: *34,4 PS* (bei einer Luftdichte $\gamma_0 = 1{,}25$ kg/m³ und normaler Drehzahl $n = 1320$ U/min).
Gewicht, ohne Luftschraube, Nabe und Öl, jedoch mit vier Auspuffstutzen: *67,19 kg.*
Leistungsgewicht, bezogen auf Nutzleistung am Boden: *1,95 kg/PS.*
Ölinhalt: *Besonderer Ölbehälter mit 6 l Inhalt.*
Zylinderzahl und Anordnung: *2 Zylinder gegenüberliegend.*
Bohrung: *120 mm.* **Hub:** *140 mm.*
Leistung je l Hubraum, bezogen auf Nutzleistung am Boden: *10,9 PS/l.*
Steuerung: *Nocken, Gleitwinkel, Stößel, Stößelstange, Kipphebel.*
Vergaserbaumuster: *Bauart Haacke, Spritzvergaser mit Vorwärmung durch Auspuffgase, Zusatzluft von Hand verstellbar, 1 Hauptdüse, 1 Leerlaufdüse.*
Zündvorrichtungsbaumuster: *Bauart ZH 4/2, Hersteller Bosch, Anzahl 1 St.*
Zündkerzenbaumuster: *Bauart Bosch.*
Besondere Kühlvorrichtung: *Zylinder wie üblich bei Luftkühlung mit Kühlrippen versehen.*
Brennstoffförderung: *Durch natürliches Gefälle.*
Ölung: *Durch eine Messerpumpe wird das Öl aus dem Behälter nach einem Verteiler geleitet und von hier aus durch zwei Leitungen über ein einstellbares Nadelventil den vorbeigleitenden Kolben Öl zugeführt. Die übrigen Lagerstellen werden durch Schleuderöl geschmiert.*
Brennstoffmenge für je 1 h: *9,12 kg/h.* **Ölmenge für je 1 h:** *0,98 kg/h.*

Bauunterlagen.

1. Motorenmusterbogen.

a) Allgemeines.

Name und Ort des Herstellers: *Hermann Haacke, Berlin-Johannisthal.*
Stand- oder Umlaufmotor: *Standmotor.* **Arbeitsweise:** *Viertakt.*
Wasser- oder luftgekühlt: *luftgekühlt.* **Mit oder ohne Getriebe:** *ohne Getriebe.*

b) Musterbeschreibung.

Anzahl und Anordnung der Zylinder: *2 Zylinder gegenüberliegend.*
Normale Drehzahl: *1320 U/min.*
Höchstzulässige Drehzahl: *1400 U/min.*
Drehsinn der Schraube: *Edul.*

Digitized by Google

Zylinderbohrung: *120 mm.*
Kolbenhub: *140 mm.*
Verhältnis Hub/Bohrung: *1,17.*
Mittlere Kolbengeschwindigkeit: *6,16 m/s bei normaler Drehzahl, 6,53 m/s bei höchstzulässiger Drehzahl.*
Hubraum je Zylinder: *1,582 l.*
Hubraum insgesamt: *3,164 l.*
Verdichtungsraum: *0,55 l.*
Verdichtungsgrad: *3,88.*
Normale Leistung am Boden (bezogen auf Luftdichte $\gamma_0 = 1{,}25\,kg/m^3$).
Brennstoffverbrauch: *265 g PS/h.*
Ölverbrauch: *28,6 g PS/h.*
Größte Länge des Motors: *717 mm.*
Größte Breite des Motors: *1180 mm.*
Größte Höhe des Motors: *615 mm.*
Erforderliche Breite zwischen den Motorholmen: *330 mm.*
Genaue Angaben der Schwerpunktslage des Motors: *Schnittpunkt Mitte beider Zylinder und Kurbelwellenachsmitte.*
Gewicht ohne Luftschraube, Nabe und Öl, jedoch mit vier Auspuffstutzen: *67,19 kg.*
Leistungsgewicht (bezogen auf die normale Leistung am Boden): *1,95 kg/PS.*
Nutzleistung bei höchstzulässiger Drehzahl am Boden (Luftdichte $\gamma_0 = 1{,}25\,kg/m^3$): *35,5 PS.*
Mittleres Drehmoment der Kurbelwelle bei normaler Drehzahl am Boden (Luftdichte $\gamma_0 = 1{,}25\,kg/m^3$): *18,65 mkg.*
Mittlerer effektiver Arbeitsdruck für normale Drehzahl am Boden: *7,35 kg/cm².*
Mittlerer effektiver Arbeitsdruck für höchstzulässige Drehzahl am Boden: *6,93 kg/cm².*

c) Zylinder.

Anordnung: *Einzelzylinder.*
Anzahl der Einzelzylinder: *Zwei.*
Wandstärken: *5 mm am Flansch, 4 mm am Verdichtungsraum, 4 mm in der Mitte.*
Baustoff: *Zylinderkopf und Laufmantel aus Halbstahlguß.*
Gewicht des vollständigen Zylinders mit Ventilen, Kipphebel, Zündkerzen und Kompressionshahn: *11,63 kg.*
Kühlung: *Durch Kühlrippen mit dem Zylinder aus einem Stück.*

d) Kolben.

Baustoff: *Aluminiumlegierung.*
Art des Kolbens: *Aus einem Stück.*
Gewicht vollständig mit Bolzen und Ringen: *1,764 kg.*
Gewicht ohne Bolzen und Ringe: *1,372 kg.*
Anzahl der Dichtungsringe: *3 Stück.*
Ölabstreifringe: *Keine.*
Dichtungsprofil: *Quadratisch.*
Ringstoßform: *Schräg.*
Bolzenbefestigung: *Im Kolben frei beweglich mit der Schubstange durch Schraube fest verbunden.*
Bolzendurchmesser: *28 mm außen, 20 mm innen.*
Art der Lagerung: *Durch Bronzebuchsen.*
Abmessungen der Bolzenbuchsen: *Länge 32 mm, innerer Durchm. 28 mm.*
Bolzengewicht: *0,274 kg.*
Kolbenbauart: *Normal, ohne Rippen, keine besonderen Einbauten und Aussparungen.*
Form des Kolbenbodens: *Nach innen gewölbt.*
Länge des Laufmantels: *110 mm.*
Passungen: *119,2 mm zwischen 1.—2. Ring, 119,3 mm zwischen 2.—3. Ring, 119,4 mm am Laufmantel.*

e) Schubstange.

Gesamtlänge: *332 mm.*
Länge von Mitte Kolbenbolzen bis Mitte Kurbelzapfenlager: *280 mm.*
Verhältnis Kurbelhalbmesser/Schubstangenlänge: *1:4.*
Gewicht ohne Lagerschalen: *1,119 kg.*
Lagerdeckelschrauben: *4 Stück, 8 mm Durchm.*
Querschnitt der Schubstange: *kreisförmig, 28 mm Außen- und 21 mm Innendurchm.*
Baustoff des Lagers: *Bronze mit Weißmetall.*
Gewicht des Lagers: *0,344 kg.*
Länge des Lagers: *72 mm.*
Innerer Durchmesser: *50 mm.*

f) Kurbelwelle.

Bauart: *Doppelt gekröpft, Kurbelzapfen um 180° versetzt, Welle und Kurbelzapfen hohl.*
Gesamte Länge: *445 mm.*
Gewicht, einschließlich Rollen und Schräglager: *11,5 kg.*
Anzahl der Hauptlager: *Zwei.*
Wellendurchmesser: *50 mm.*
Kurbelzapfendurchmesser: *50 mm.*
Art der Lagerung: *Vorderes Wellenlager auf Luftschraubenseite als Rollenlager, hinteres Wellenlager als Gleitlager.*
Rollenlager: *110 × 50 × 27 mit 14 Rollen 17 mm breit und 14 mm Durchm.*
Gleitlager: *50 mm innerer Durchm.*
Kurbelarmprofil: *Äußerer Arm rechteckiger Querschnitt 18,5 × 60 mm, mittlerer Arm rechteckiger Querschnitt 26 × 60 mm.*
Skizze der Kurbelwelle:

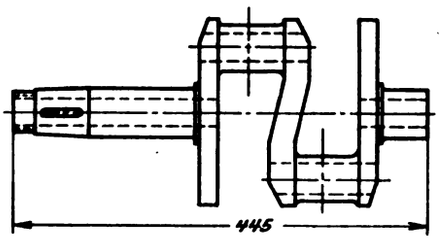


Abb. 4.

g) Kurbelgehäuse.

Baustoff: *Aluminiumlegierung.*
Anzahl der Befestigungsaugen: *Je zwei auf jeder Seite.*
Höhe der Augen: *166 mm.*
Motorbefestigungsschrauben: *Anzahl 4 Stück, Durchm. 10 mm.*
Entfernung von Mitte zu Mitte Bolzen: *in Längsrichtung 154 mm, in Querrichtung 360 mm.*
Entfernung von Mitte zu Mitte Wellenlager: *231,5 mm.*
Entfernung von Mitte zu Mitte Kurbelzapfen: *80 mm.*
Entfernung von Mitte zu Mitte Zylinder: *70 mm.*
Zylinderbefestigung am Kurbelgehäuse: *Durch im Gehäuse eingeschraubte Stehbolzen, Anzahl 4 Stück je Zylinder, 12 mm Durchm.*

h) Steuerung.

Bauart: *Nocken, Gleitwinkel, Stößel, Stößelstange, Kipphebel.*
Antriebsart: *In das Zentralantriebsrad greift auf beiden Seiten je ein Zahnrad ein, welches mit dem Nocken aus einem Stück gearbeitet ist. Zwischen Stößel und Nocken ist ein Gleitwinkel zwischengeschaltet, welcher den Stößel hebt.*

i) Vergaser.

Bauart: *Einfacher Spritzvergaser mit Drehschieber für Hauptluft- und Leerlaufsregelung. Luftdüse unterhalb des Drehschiebers auswechselbar eingebaut. Regelung der Zusatzluft durch einen von Hand verstellbaren Schieber.*
Hersteller: *Hermann Haacke, Berlin-Johannisthal.*
Anzahl der Vergaser: *Einer.*
Anzahl der Benzindüsen: *1 Haupt- und 1 Leerlaufdüse.*
Durchmesser der Düsen: *1,15 mm Hauptdüse, 1,10 mm Leerlaufdüse.*
Abmessungen der Luftdüse: *24 mm Durchm.*
Abmessungen der Saugleitung: *28 mm Durchm.*
Art der Vorwärmung: *Durch Auspuffgase.*
Art der Benzinstandregelung: *Durch Schwimmer.*
Art der Brennstoffförderung: *Durch natürliches Gefälle.*
Gewicht des vollständigen Vergasers: *1,974 kg.*
Ideelle Sauggeschwindigkeit in der Luftdüse bei volumetrischem Wirkungsgrad 1 und normaler Drehzahl: *77,7 m/s.*
Ideelle Sauggeschwindigkeit in der Saugleitung bei volumetrischem Wirkungsgrad 1 und normaler Drehzahl: *15,3 m/s.*

k) Zündung.

Baumuster: *ZH4/2 Edul.*
Hersteller: *Robert Bosch A.-G., Stuttgart.*
Größte Frühzündung: *18 mm vor Totpunkt.*
Größte Spätzündung: *Im Totpunkt.*
Antrieb: *Durch Klauenkupplung.*
Anzahl der Zündapparate: *Einer.*
Zündkerzenbaumuster: *Bosch.*
Anzahl der Zündkerzen: *1 Stück je Zylinder.*
Anordnung der Zündkerzen: *Unterhalb der Ventile zwischen Ein- und Auslaßventil.*

Digitized by Google

l) Ventile.

Anzahl der Ventile: *1 Einlaß- und 1 Auslaßventil je Zylinder.*
Ventilsitz: *kegelförmig, größter Durchm. 58 mm, kleinster Durchm. 54 mm.*
Ventilschaftdurchmesser: *11 mm.*
Gewicht eines Ventils ohne Feder und Federteller: *0,22 kg.*
Ventilhub: *Ein- und Auslaß 10 mm.*
Einlaßventil: *Öffnet 12 mm v. T., schließt 21 mm n. T.*
Auslaßventil: *Öffnet 44 mm v. T., schließt 2 mm n. T.*
Anzahl der Federn je Ventil: *Eine.*
Federspannung: *Am Anfang 11,66 kg, am Ende 26 kg.*
Länge der Feder: *Ungespannt 67 mm, vorgespannt 57,5 mm, in voller Ventileröffnung 48,5 mm.*
Mittlerer Windungsdurchmesser: *36,15 mm.*
Drahtstärke: *4 mm Durchm.*
Zahl der wirksamen Windungen: *5.*

m) Wasserpumpe: *Keine.*

n) Ölpumpe.

Bauart: *Einfache Messerpumpe mit zwei Messern.*
Hersteller: *Hermann Haacke, Berlin-Johannisthal.*
Ort der Unterbringung: *Am hinteren Kurbelgehäuse-Verschlußdeckel.*
Ölröhre: *Lichte Weite der Saugleitung 4,5 mm, der Druckleitung 4,5 mm.*
Ölfilter: *An der tiefsten Stelle im Ölbehälter bei Einmündung der Ölsaugleitung angebracht.*
Ablaß- und Kontrollhahn: *Ein Ablaßhahn am tiefsten Punkt des Behälters.*
Besondere Anschlüsse: *Ein Drehzählerantrieb.*
Besondere Anlaßvorrichtung: *Eine besondere Vorrichtung, welche ein Durchdrehen der Luftschraube vom Führersitz aus ermöglicht, ist vorgesehen.*

2. Rechnerischer Festigkeitsnachweis.

Die Nachprüfung der einzelnen Bauteile hat folgende Beanspruchungen ergeben:

a) Für Totpunktstellung.

Gesamtdruck auf Kolbenfläche bei einem Zünddruck von 25 kg/cm²: *2926 kg.*
Stützdruck im vorderen Wellenlager (Luftschraubenseite): *1970 kg.*
Stützdruck im hinteren Wellenlager: *856 kg*
Beanspruchung des Kurbelzapfens (Luftschraubenseite): *Biegungsspannung 1300 kg/cm².*
Beanspruchung im Kurbelarm (Luftschraubenseite): *Biegungsspannung 1435 kg/cm².*

b) Für größten tangentialen Zapfendruck.

Tangentialer Zapfendruck: *1413 kg.*
Stützdruck im vorderen Wellenlager: *983 kg.*
Stützdruck im hinteren Wellenlager: *430 kg.*
Schubstangenkraft: *1978 kg.*
Stützdruck im vorderen Wellenlager: *1376 kg.*
Stützdruck im hinteren Wellenlager: *602 kg.*
Radiale Seitenkraft: *1328 kg.*
Stützdruck im vorderen Wellenlager: *925 kg.*
Stützdruck im hinteren Wellenlager: *403 kg.*
Beanspruchung im Kurbelzapfen (Luftschraubenseite): *Biegungsspannung 907 kg/cm², Verdrehungsspannung 321 kg/cm², Gesamtspannung 1038 kg/cm².*
Beanspruchung im Kurbelarm (Luftschraubenseite), **breite Armseite:** *Biegungsspannung 673 kg/cm², Verdrehungsspannung 522 kg/cm², Gesamtspannung 1038 kg/cm².*
Beanspruchung im Kurbelarm (Luftschraubenseite), **schmale Armseite:** *Biegungsspannung 573 kg/cm², Verdrehungsspannung 161 kg/cm², Gesamtspannung 624 kg/cm².*
Beanspruchung in den Kurbelarmecken (Luftschraubenseite): *Biegungsspannung 1246 kg/cm².*
Beanspruchung der Schubstange:
Sicherheit gegen Knickung: *20fach.*
Reine Druckbeanspruchung durch Zünddruck: 1050 *kg/cm².*
Beanspruchung des Kolbenbolzens: *Biegungsspannung 3450 kg/cm².*

Lagerdrucke.

a) Kurbelwellenlager.

Größter spezifischer Lagerdruck im hinteren Gleitlager: *83 kg/cm².*
Vergleichende Reibungszahl für höchstzulässige Drehzahl: *304 mkg/cm²s.*
Größte Rollenbelastung im vorderen Wellenlager: *386 kg.*

b) Schubstangenlager.

Größter spezifischer Lagerdruck: *105 kg/cm².*
Vergleichende Reibungszahl für höchstzulässige Drehzahl: *384 mkg/cm²s.*

c) Kolbenbolzenlager.

Größter spezifischer Lagerdruck: *157 kg/cm².*

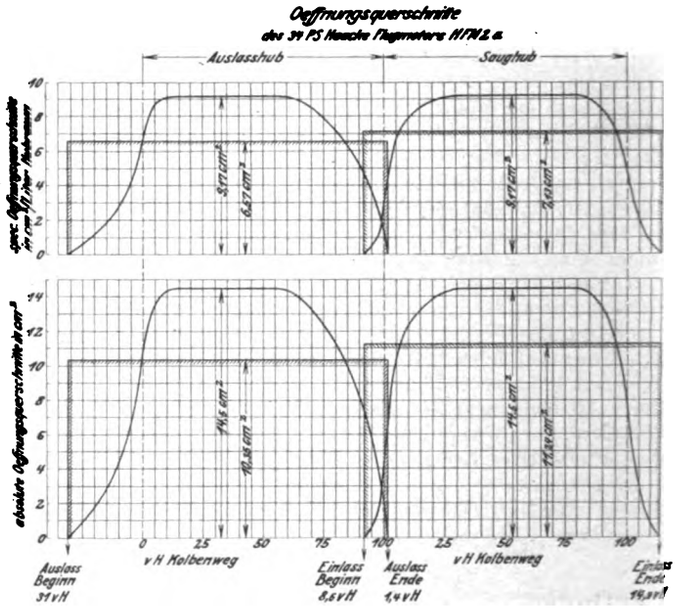


Abb. 5.

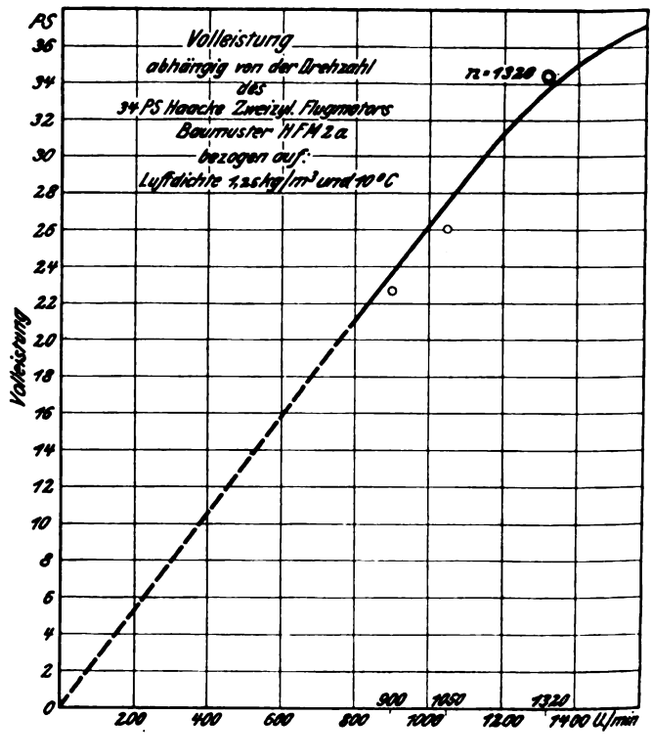


Abb. 6.

Massenausgleich.

Das Moment aus den umlaufenden Massen ist vollständig, das durch die hin- und hergehenden Massen erzeugte Kippmoment zur Hälfte ausgeglichen.

Die Abb. 5 und 6 veranschaulichen:

1. Die absoluten und spezifischen Öffnungsquerschnitte in Abhängigkeit vom Kolbenweg.

a) Auslaß.

Größter abs. Öffnungsquerschnitt: *14,5 cm².*
Mittlerer abs. Öffnungsquerschnitt: *10,35 cm².*
Größter spez. Öffnungsquerschnitt: *9,17 cm²/l Hubraum.*
Mittlerer spez. Öffnungsquerschnitt: *6,57 cm²/l Hubraum.*

Digitized by Google

b) Einlaß.

Größter abs. Öffnungsquerschnitt: *14,5 cm².*
Mittlerer abs. Öffnungsquerschnitt: *11,24 cm².*
Größter spez. Öffnungsquerschnitt: *9,17 cm²/l Hubraum.*
Mittlerer spez. Öffnungsquerschnitt: *7,13 cm²/l Hubraum.*

2. Die Volleistung in Abhängigkeit von der Drehzahl.

Der Dauerlauf des Motors betrug 11 h.

Auf Grund der vorgenommenen Prüfungen und Befundaufnahme wurde das Motorenmuster als lufttüchtig erklärt.

Zusammenfassung.

Es wird ein kurzer Überblick über die Entstehung der Prüfvorschriften für Flugmotoren gegeben und an Hand einer ausgeführten Musterprüfung deren Durchführung gezeigt.

Die Steigleistungen von Flugzeugen.

Von Paul Brenner.

43. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Bezeichnungen:

G (kg) Flugzeuggesamtgewicht,	c_a Auftriebsbeizahl des ganzen Flugzeuges,
F (m²) Flügelfläche,	c_w Widerstandsbeizahl des ganzen Flugzeuges,
N_i (PS) Indizierte Motorleistung,	η Schraubenwirkungsgrad,
N_e (PS) Effektive Motorleistung,	η_m Mechanischer Wirkungsgrad des Motors,
γ (kg m^{-3}) Luftdichte,	g (m s^{-2}) Erdbeschleunigung.
z (km) Höhe,	
w (m s^{-1}) Steiggeschwindigkeit,	

Die Zeiger $\left\{\begin{matrix}o\\z\\g\end{matrix}\right\}$ beziehen sich auf $\left\{\begin{matrix}o\text{ km Höhe,}\\z\text{ km Höhe,}\\\text{Gipfelhöhe (km).}\end{matrix}\right.$

Für die Berechnung von Steigleistungen beim Entwurf von Flugzeugen haben die von Kann[1]) angegebenen Formeln vorzugsweise Verwendung gefunden:

$$\text{Steighöhe:}\quad z_g = 7280 \log\left[\frac{\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{\max}\eta^2}{358\left(\frac{G}{N_{i0}}\right)^2\cdot\frac{G}{F}}\right] \quad \ldots\ (1)$$

$$\text{Steigzeit:}\quad t_z = 3{,}24\cdot\frac{G}{N_{i0}\cdot\eta}\cdot\frac{\gamma_0}{\gamma_g}\cdot\log\cdot\frac{1-\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}}{1-\sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_z}}} \quad \ldots\ (2)$$

Kann hat angenommen, daß die Motorleistung der Luftdichte verhältig ist, eine Beziehung, die streng genommen nur für die indizierte Leistung gilt:

$$N_{iz} = N_{i0}\cdot\frac{\gamma_z}{\gamma_0} \quad \ldots\ (3)$$

Das nachfolgend angeführte Motorgesetz ist den praktischen Verhältnissen besser angepaßt.

Nach Abb. 1 ist

$$N_{ez} = N_{iz} - (N_{i0} - N_{e0}) \quad \ldots\ (4)$$

Der mechanische Wirkungsgrad ist definiert durch

$$\eta_m = \frac{N_{e0}}{N_{i0}} \quad \ldots\ (5)$$

Die Werte von (3) und (5) in (4) eingesetzt, ergibt sich die Beziehung

$$N_{ez} = \frac{N_{e0}}{\eta_m}\left[\frac{\gamma_z}{\gamma_0} - (1-\eta_m)\right] \quad \ldots\ (6)$$

Mit Hilfe dieses Gesetzes für die Abnahme der effektiven Motorleistung mit der Luftdichte hat Hoff auf ähnlichem Wege wie Kann eine neue Steigzeitformel abgeleitet:

$$t_z = \frac{21\,000}{(1-\eta_m)(1-a^{1/2})}\cdot\frac{\eta_m}{75\cdot\eta}\cdot \cdot\frac{G}{N_{e0}}\log\left[\frac{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}\left[(1-a^{1/2})-(1-\eta_m)(1-a^{1/2})\right]}{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}(1-a^{1/2})-a(1-\eta_m)(1-a^{1/2})}\right] \quad \ldots\ (7)$$

[1]) Heinrich Kann, Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, T. B. I, S. 231—246.

wobei

$$a = \frac{\gamma_g}{\gamma_z} \text{ und } \frac{\gamma_g}{\gamma_0} < a < 1 \quad \ldots\ (8)$$

Bei der Ableitung dieser Formel wurde an Stelle der Formel für die Normalluftdichte (thermodynamische Luftdichteformel[1])

$$\frac{\gamma_z}{\gamma_0} = \left(1-\frac{z}{56{,}6}\right)^{5{,}83} \quad \ldots\ (9)$$

mit Rücksicht auf eine einfachere Lösung des Integrals für die Steigzeit

$$t_z = \int_0^z \frac{d_z}{w_z}$$

die Erfahrungsformel[2])

$$\frac{\gamma_z}{\gamma_0} = 0{,}896^z \quad \ldots\ (10)$$

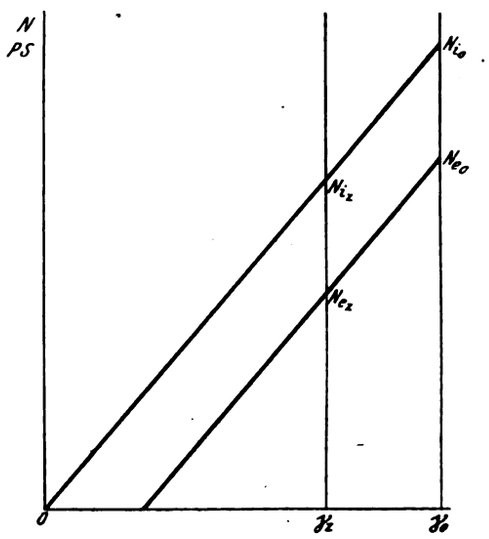


Abb. 1. Abhängigkeit der indizierten und effektiven Motorleistung von der Luftdichte.

benützt. Die Abweichungen von (10) gegenüber (9) sind für die vorkommenden Höhen sehr gering. In dem Bereich von 6—7 km Höhe stimmen die beiden Formeln besonders gut überein.

In Abb. 2 sind nach Formel (7) die Steigzeiten für verschiedene Gipfelluftdichten γ_g in Abhängigkeit von der Luftdichte aufgetragen. Die Berechnung der Kurven wurde mit folgenden Zahlenwerten durchgeführt:

$$\frac{G}{N_{e0}} = 1\text{ kg PS}^{-1},$$
$$\gamma_0 = 1{,}25\text{ kg m}^{-3},$$
$$\eta = 0{,}75,$$
$$\eta_m = 0{,}85.$$

Die neue Steigzeitformel (7) ist nur für das durch (6) ausgedrückte Motorgesetz gültig. Bei anderer Leistungsänderung eines Motors ist die Anwendung der Formel nur insoweit berechtigt, als Gesetz (6) erfüllt ist.

Voraussetzung für die Ermittlung der theoretischen Steigkurve eines Flugzeugs ist die Kenntnis der Gipfelhöhe. Zu ihrer Bestimmung müssen außer Angaben über Fluggewicht, Fläche und Motorleistung die aerodynamischens Beizahlen c_a und c_w des Flugzeugs, sowie der Schraubenwirkungsgrad η am besten aus Modellmessungen bekannt sein. Sind solche nicht vorhanden, so können die mit dem Schraubenwirkungsgrad verbundenen aerodynamischen

[1]) R. v. Mises, Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus dem Barogramm, ZFM 1916, S. 175; H. Blasius, Wertung der Steigfähigkeit, T. B. III, S. 194.

[2]) Durch geeignete Annäherung an die Werte der deutschen Normalluftdichte entstanden aus der zuerst von E. Everling gegebenen Erfahrungsformel

$$\frac{\gamma_z}{\gamma_0} = 0{,}9^z,$$

vgl. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, ZFM 1916, S. 127.

Digitized by Google

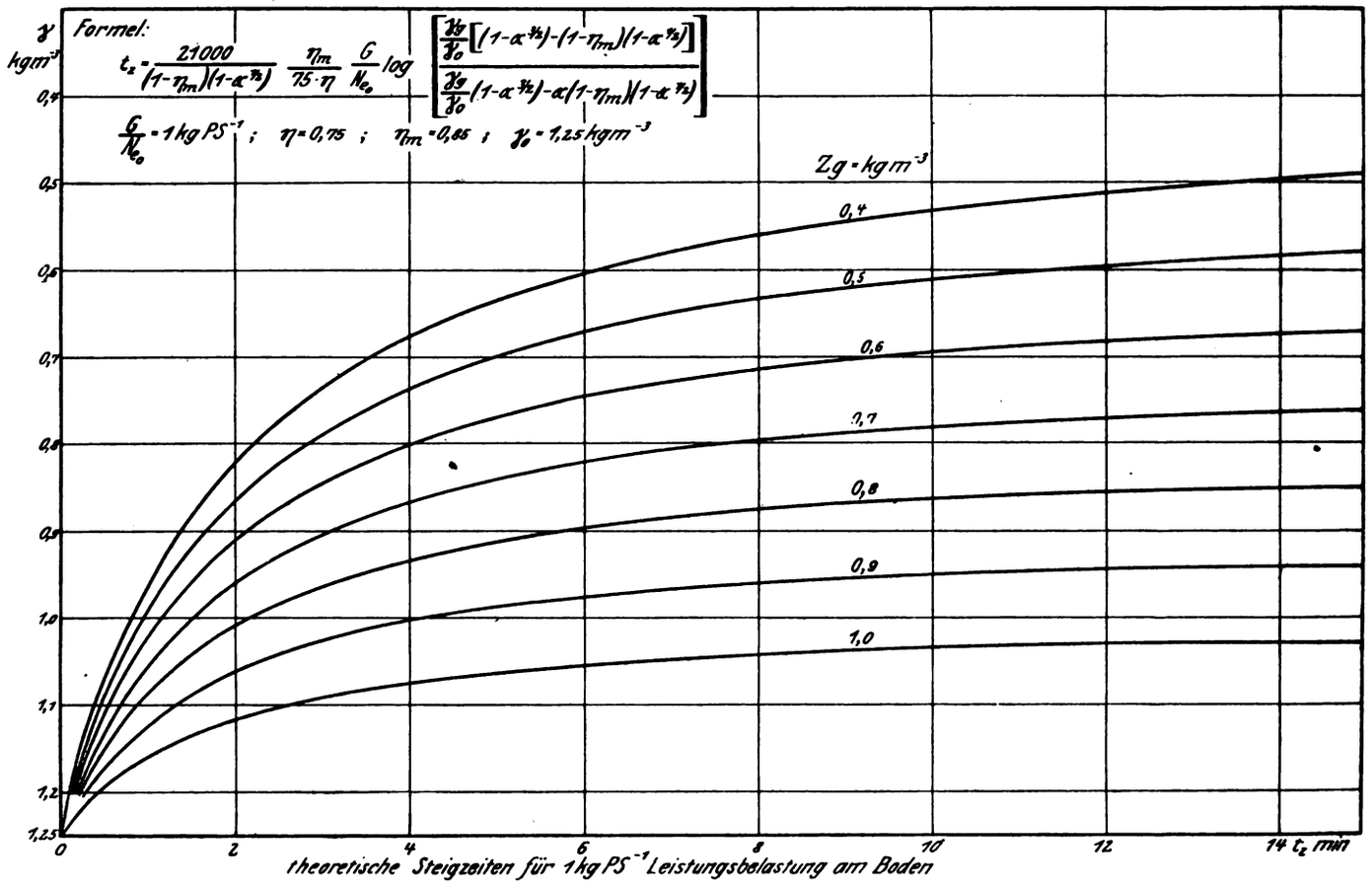


Abb. 2. Theoretische Steigkurven für verschiedene Gipfelluftdichten[1]).

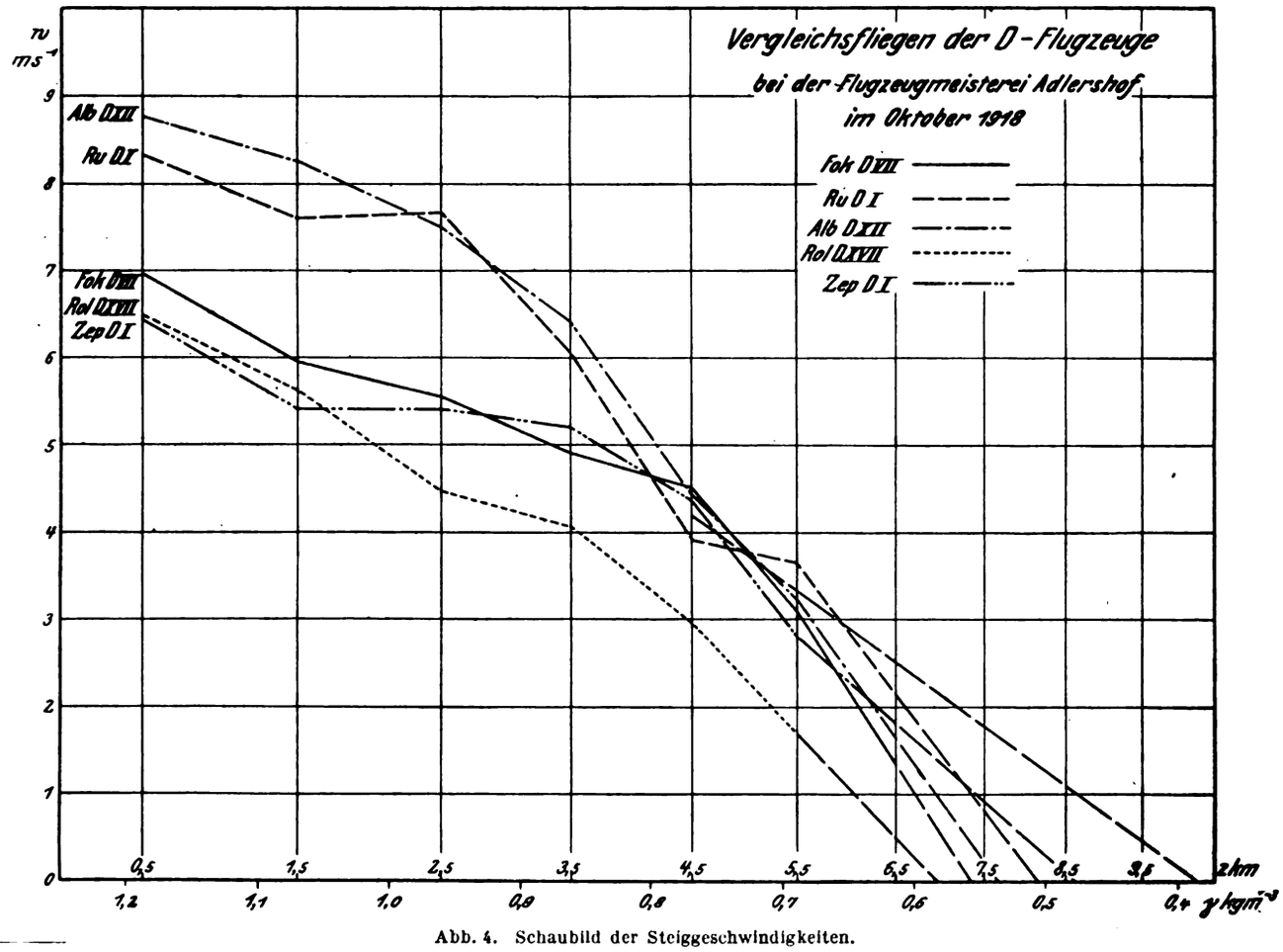


Abb. 4. Schaubild der Steiggeschwindigkeiten.

[1]) In der Abbildung ist γ_g an Stelle von Z_g zu lesen!

Digitized by Google

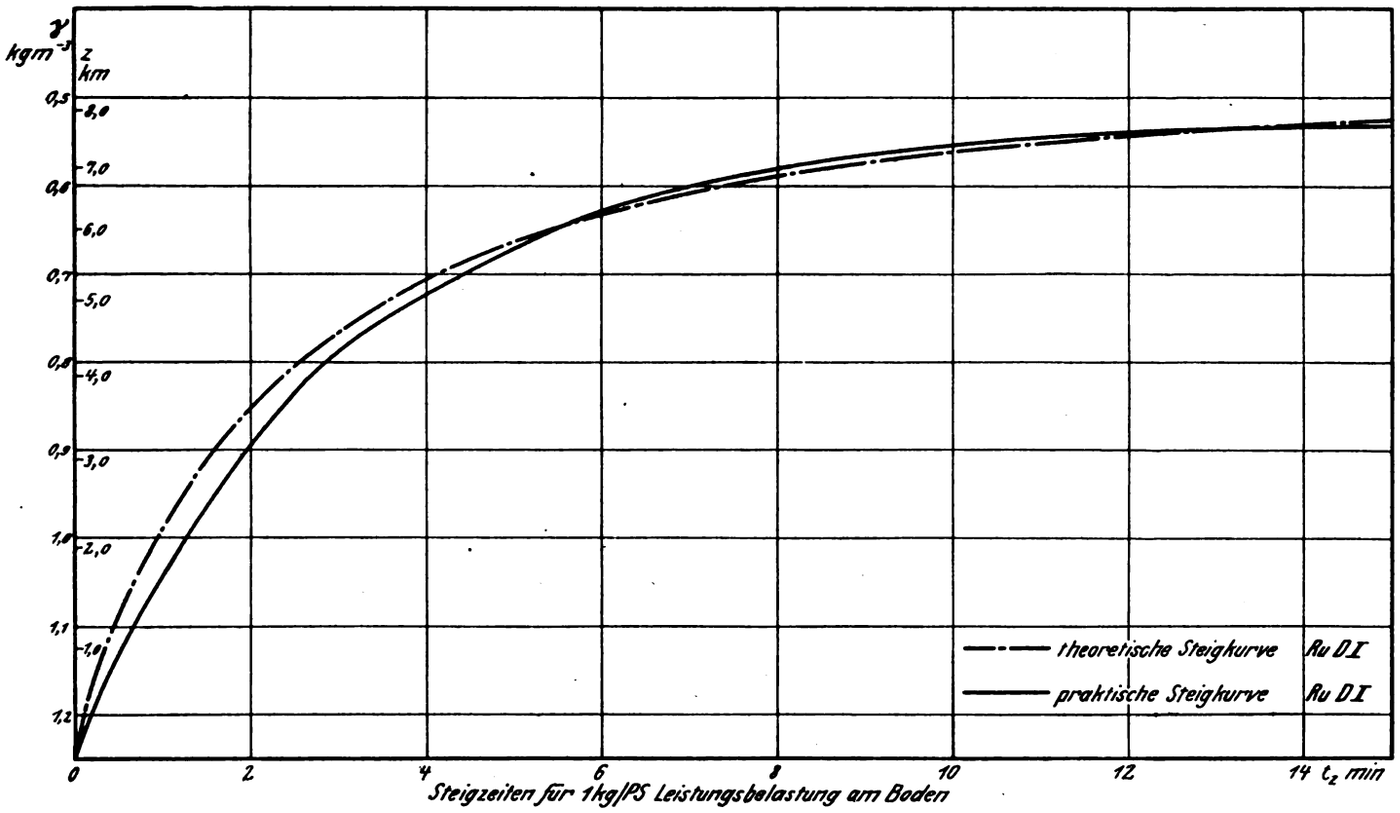


Abb. 5. Theoretische und praktische Steigkurve des Flugzeugs Ru D I.

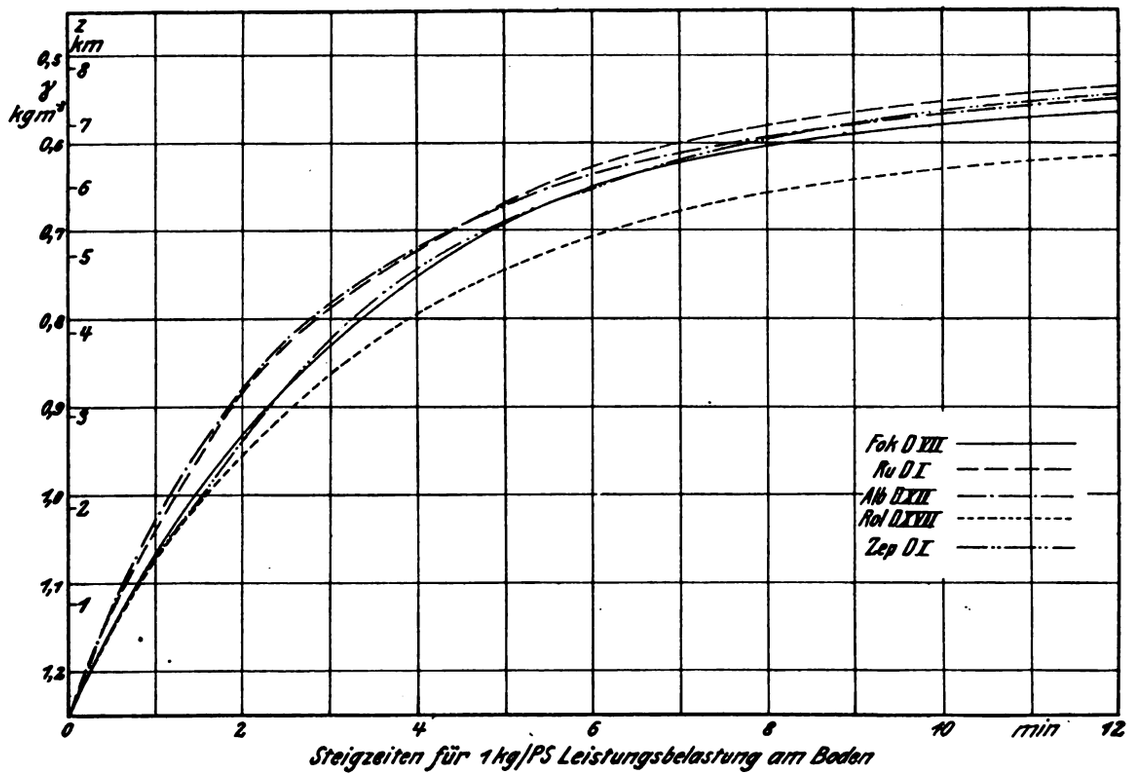


Abb. 6. Praktische Steigkurven der D-Flugzeuge.

Beizahlen zur Bestimmung der Gipfelhöhe aus Ergebnissen von Steigflügen ähnlicher Flugzeuge abgeschätzt werden

Aus der Gleichung für den Steigflug

$$75 \cdot \eta \cdot v_z \frac{N_{e0}}{G} = w_z + \sqrt{\frac{2g}{\gamma_z} \frac{c_w^2}{c_a^3} \frac{G}{F}} \quad \ldots\ldots \quad (11)$$

worin

$$v_z = \frac{N_{ez}}{N_{e0}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (12)$$

folgt für die Gipfelhöhe ($w_z = 0$):

$$75 \cdot \eta \cdot v_z \frac{N_{e0}}{G} = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_g} \left(\frac{c_w^2}{c_a^3}\right)_{\min} \frac{G}{F}} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

Digitized by Google

Hieraus ergibt sich

$$\left(\frac{\eta^2 \cdot c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} = \frac{2g}{\gamma_0} \frac{G^2}{75^2 \cdot v_0^2 \cdot N_{e0}^2} \cdot \frac{G}{F} \quad \ldots \quad (14)$$

Wird der Ausdruck (14) als bekannt und während des ganzen Steigflugs als gleichbleibend vorausgesetzt, so erhält man nach Einführung von

$$v_0 = \frac{1}{\eta_m}\left[\frac{\gamma_0}{\gamma_0} - (1-\eta_m)\right] \quad \ldots \quad (15)$$

in (13) einem Vorschlag von Hoff folgend, als Bestimmungsgleichung für $\frac{\gamma_0}{\gamma_0}$:

$$\left[\frac{\gamma_0}{\gamma_0} - (1-\eta_m)\right]^2 \frac{\gamma_0}{\gamma_0} = \frac{1}{75^2} \frac{2g}{\gamma_0} \eta_m^2 \left(\frac{G}{N_{e0}}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right) \cdot \left(\frac{c_w^2}{\eta^2 \cdot c_a^3}\right)_{min} \quad (16)$$

und nach Auflösung dieser Gleichung nach $\frac{\gamma_0}{\gamma_0}$:

$$\frac{\gamma_0}{\gamma_0} = \frac{2a}{3} + \sqrt[3]{\frac{b}{2} - \left(\frac{a}{3}\right)^3 + \sqrt{b\left[\frac{b}{4} - \left(\frac{a}{3}\right)^3\right]}} + \sqrt[3]{\frac{b}{2} - \left(\frac{a}{3}\right)^3 - \sqrt{b\left[\frac{b}{4} - \left(\frac{a}{3}\right)^3\right]}} \quad \ldots \quad (17)$$

worin

$$a = 1 - \eta_m \quad \ldots \quad (18)$$

und

$$b = \frac{1}{75^2} \cdot \frac{2g}{\gamma_0} \eta_m^2 \left(\frac{G}{N_{e0}}\right)^2 \left(\frac{G}{F}\right) \left(\frac{c_w^2}{c_a^3 \eta^2}\right)_{min} \quad \ldots \quad (19)$$

Auf diese Weise wird bei Kenntnis der Angaben über Fluggewicht, Fläche, Motorleistung und des Ausdrucks $\left(\frac{c_w^2}{c_a^3 \eta^2}\right)_{min}$ die Gipfelhöhe ermittelt.

Im nachstehenden wird die Übereinstimmung der nach der neuen Steigzeitformel (7) erhaltenen theoretischen Kurven mit erflogenen Steigkurven geprüft. Zur Verfügung stehen die Ergebnisse des Vergleichsfliegens der D-Flugzeuge bei der Flugzeugmeisterei Adlershof im Oktober 1918. In die beteiligten Flugzeuge waren Bmw IIIa, U R III und SH III-Motoren eingebaut. Die Betrachtungen müssen aber auf die mit Bmw IIIa-Motoren ausgerüsteten Flugzeuge beschränkt werden, da von den anderen Motorenmustern genaue Höhenleistungsmessungen nicht vorliegen.

In Abb. 3 ist das Ergebnis der Höhenprüfung eines Bmw IIIa-Motors in der Unterdruckkammer wiedergegeben. Wie ersichtlich, gehorcht die Leistungskurve nicht dem durch (6) ausgedrückten Gesetz, das die Grundbedingung für die Anwendung der Formeln (7) und (16) darstellt. Wird die Leistungskurve in einzelne Höhenstufen unterteilt, so findet man jedoch, daß die Kurve in dem Bereich von 4—8 km Höhe ohne großen Fehler durch die eingezeichnete Tangente, die dem Gesetz (6) genügt, ersetzt werden kann. In ganz entsprechender Weise wurde in Abb. 3 die Kurve in den Höhenstufen 0—1, 1—2, 2—3 und 3—4 km in einzelne Geraden zerlegt. In den unteren Höhenstufen ist die Übereinstimmung der Kurve mit den Geraden nicht vorhanden, was aber belanglos ist, wenn man berücksichtigt, daß für die Steigzeituntersuchungen hauptsächlich die oberen Höhenstufen maßgebend sind. Eine Verringerung der hierdurch entstehenden Fehler kann durch Auswahl kleinerer Höhenstufen erreicht werden.

An Stelle der Leistungskurve wurde der in Abb. 3 erkennbare gestufte Linienzug angenommen. Die zu jeder Höhenstufe gehörige effektive Bodenleistung N_{e0} wurde durch Verlängerung der einzelnen Geraden bis zum Schnitt mit der durch γ_0 gezogenen Ordinate erhalten. Die Parallelen durch den Nullpunkt ergeben die indizierten Bodenleistungen N_{i0}.

Zahlentafel 1. Vergleichsfliegen der D-Flugzeuge bei der Flugzeugmeisterei in Adlershof im Oktober 1918.

Zusammenstellung der auf den Normaltag umgerechneten Steigzeiten.

Flugzeugmuster	Flugzeug-Gesamtgewicht kg	Flügelfläche m²	Steigzeiten Δt in min 0—1	1—2	2—3	3—4	4—5	5—6	6—7	km Höhe	
Fok D VII (verbessert)	864	18,5	2,4	2,8	3,0	3,4	3,7	5,4	12,8		Motor: Bmw IIIa
Ru D I	812	16,6	2,0	2,19	2,17	2,76	3,76	4,59	8,03		
Alb D XII	801	20,0	1,9	2,02	2,22	2,6	3,75	5,21	10,4		
Rol D XVII	883	14,4	2,57	2,98	3,75	4,11	5,63	9,8	—		
Zep D I	890	20,0	2,6	3,1	3,1	3,2	3,8	6,0	9,3		

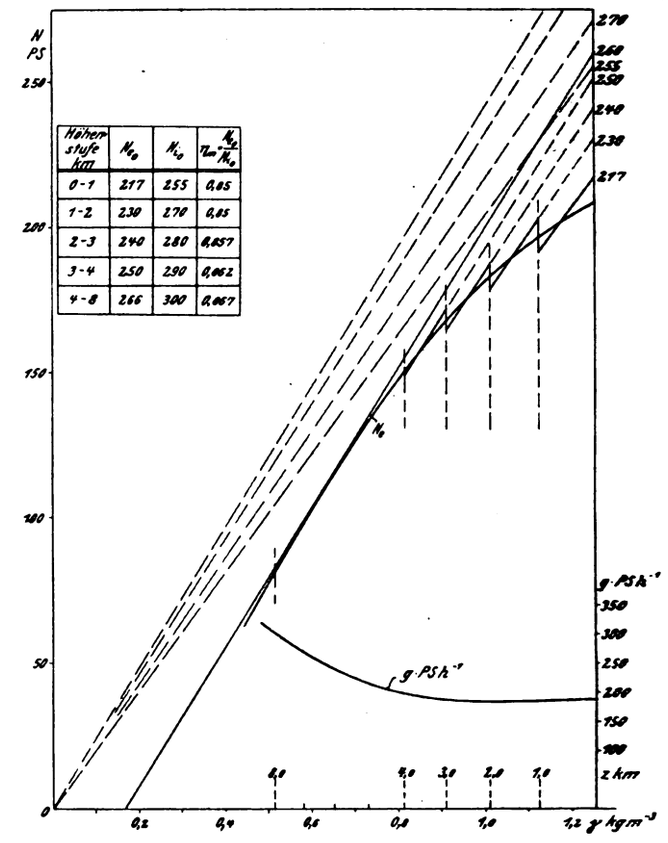


Abb. 3. Höhenprüfung des Bmw IIIa-Motors.

In Zahlentafel 1 sind die anläßlich des Vergleichsfliegens von den einzelnen Flugzeugen erzielten Steigzeiten, umgerechnet auf die Normalluftdichte, zusammengestellt. Abb. 4 veranschaulicht die

Zahlentafel 2. Ermittlung der mittleren Steiggeschwindigkeiten w aus den in Zahlentafel 1 angegebenen Steigzeiten Δt.

Für 1 km Höhenstufen ist $w = \frac{16{,}67}{\Delta t}$ [1]).

Flugzeugmuster	Höhenstufen 0—1 km Δt min	w m/s^{-1}	1—2 km Δt min	w m/s^{-1}	2—3 km Δt min	w m/s^{-1}	3—4 km Δt min	w m/s^{-1}	4—5 km Δt min	w m/s^{-1}	5—6 km Δt min	w m/s^{-1}	6—7 km Δt min	w m/s^{-1}
Fok D VII . .	2,4	6,95	2,8	5,95	3,0	5,56	3,4	4,9	3,7	4,5	5,4	3,09	12,8	1,3
Ru D I	2,0	8,34	2,19	7,61	2,17	7,68	2,76	6,04	3,76	$4{,}43_5$	4,59	3,63	8,03	2,08
Alb. D XII . .	1,9	8,78	2,02	8,25	2,22	7,51	2,6	6,41	3,75	$4{,}44_5$	5,21	3,2	10,4	1,6
Rol D XVII. .	2,57	6,49	2,98	5,60	3,75	$4{,}44_5$	4,11	4,05	5,63	2,96	9,8	1,7	—	—
Zep D I	2,6	6,41	3,1	5,38	3,1	5,38	3,2	5,21	3,8	4,39	6,0	2,78	9,3	1,79

[1]) Nach Blasins, Die Wertung der Steigfähigkeit, T.B. III, S. 197.

Digitized by Google

Zahlentafel 4. Umrechnung der in Zahlentafel 1 angegebenen Steigzeiten Δt auf die auf 1 kg PS^{-1} Leistungsbelastung am Boden bezogenen Steigzeiten Δt_1.

Flugzeugmuster	Höhenstufen	0—1 km; $\nu_z^1) = 0{,}942$			1—2 km; $\nu_z = 0{,}830$			2—3 km; $\nu_z = 0{,}727$			3—4 km; $\nu_z = 0{,}635$			4—5 km; $\nu_z = 0{,}548$			5—6 km; $\nu_z = 0{,}473$			6—7 km; $\nu_z = 0{,}401$		
		$\frac{G_z}{Ne_z}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_0}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_z}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_0}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_z}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_0}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min	$\frac{G_z}{Ne_z}$ kg PS^{-1}	Δt min	Δt_1 min
Fok D VII		4,21	2,4	3,97	4,52	2,8	3,75	4,9	3,0	0,84	3,59	3,4	0,99	5,37	3,7	1,15	3,44	5,96	3,7	1,21	3,21	6,85	5,4	1,63	3,30	8,03	12,8	3,91	3,28
Ru D I		3,96	2,0	3,74	4,23	2,19	3,52	4,6	2,17	0,64	3,38	2,76	0,85	5,05	3,76	1,21	3,24	5,61	3,76	1,22	3,11	6,45	4,59	1,48	3,10	7,57	8,03	2,60	3,09
Alb D XII		3,92	1,9	3,69	4,19	2,02	3,48	4,56	2,22	0,67	3,33	2,6	0,82	4,99	3,75	1,22	3,19	5,54	3,75	1,22	3,07	6,36	5,21	1,70	3,06	7,46	10,4	3,42	3,04
Rol D XVII		4,3	2,57	4,06	4,62	2,98	3,83	5,0	3,75	0,78	3,67	4,11	1,04	5,43	5,63	1,67	3,52	6,1	5,63	1,67	3,38	6,92	9,8	2,91	3,37	—	—	—	—
Zep D I		4,34	2,6	4,09	4,65	3,1	3,86	5,04	3,1	0,80	3,70	3,2	0,79	5,54	3,8	1,12	3,55	6,15	3,8	1,12	3,41	7,07	6,0	1,76	3,40	8,29	9,3	2,75	3,38

[1]) Nach Formel (15) für das Mittel der Höhenstufe.

auf Grund der Steigzeiten in Zahlentafel 2 errechneten Steiggeschwindigkeiten, abhängig von der Luftdichte. Durch geeignete Fortsetzung der Linienzüge für die Steiggeschwindigkeiten können auf der Achse für $w = 0$ die zur Feststellung von $\frac{\eta^2 \cdot c_a^3}{c_w^2}$ nach (14) dienenden Werte von γ_z abgelesen werden. Dieses Verfahren stützt sich allerdings auf eine rohe Abschätzung und setzt außerdem voraus, daß der Flieger besonders in der Nähe der Gipfelhöhe sein Flugzeug gut ausnützt.

Gleichung (14) liefert z. B. für das Flugzeug Ru D I mit $N_{e0} = 260$ PS, $G_z = 800$ kg, F = 16,6 m² und einem zu 0,44 kg m^{-3} abgeschätzten γ_0:

$$\left(\frac{\eta^2 \cdot c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} = \sim 60.$$

Die theoretische Steigkurve setzt sich nun aus einzelnen Kurven für die verschiedenen Höhenstufen zusammen. Nach Abb. 3 entspricht jeder Höhenstufe eine besondere effektive Bodenleistung N_{e0} und infolgedessen auch eine besondere Gipfelhöhe. Die Berechnung dieser Gipfelhöhen erfolgt mit Hilfe der Formel (16) und liefert für das betrachtete Flugzeug die in Zahlentafel 3 zusammengestellten Ergebnisse.

Die dem Flugzeug Ru D I entsprechende theoretische Steigkurve wird an Hand der aus Zahlentafel 3 entnommenen Werte für γ_s durch Interpolation und Aneinanderfügen der in Abb. 2 gegebenen Kurven gewonnen.

Die praktischen Steigkurven der Flugzeuge Fok D VII, Ru D I, Alb D XII, Rol D XVII, Zep D I kommen dadurch zustande, daß die in Zahlentafel 1 mitgeteilten Steigzeiten Δt auf die Leistungsbelastung $\frac{G_z}{N_{e0}} = 1$ kg PS^{-1} zurückgeführt werden. Diese Umrechnung ist in Zahlentafel 4 durchgeführt. Für die Berechnung der Leistungsbelastungen wurde die mittlere effektive Motorleistung und das aus dem Brennstoffverbrauch sich ergebende mittlere Fluggewicht angenommen (vgl. Abb. 3). Bei Ermittlung der für die Auftragung

Zahlentafel 3.

Flugzeugmuster	Höhenstufe km	G_z[1]) kg	N_{e0}[2]) PS	$\frac{\gamma_\sigma}{\gamma_0}$[3])	γ_σ kg m^{-3}	z_σ km
Ru D I $\left(\frac{\eta^2 \cdot c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}^{4}) = 60$ $F = 16{,}6$ m²	0—1	811,4	217	0,383	0,479	8,6
	1—2	810,8	230	0,372	0,465	8,9
	2—3	810,2	240	0,364	0,455	9,0
	3—4	809,5	250	0,355	0,444	9,2
	4—5	808,6	260	0,350	0,437	9,3
	5—6	806,6	260	0,349	0,436	9,3
	6—7	802,8	260	0,348	0,435	9,3

[1]) Unter Berücksichtigung des Brennstoffverbrauchs (vgl. Abb. 3).
[2]) Aus Abb. 3 entnommen.
[3]) Nach Formel (16) berechnet.
[4]) Aus Abb. 4 errechnet.

der praktischen Steigkurven dienenden Steigzeiten Δt_1 ist zu beachten, daß die Leistungsbelastungen den jeweiligen Einflußzahlen ν_z für die Motorleistung verhältig sein müssen.

Die theoretische und praktische Kurve für das Flugzeug Ru D I sind in Abb. 5 eingezeichnet. Die Übereinstimmung der Kurven über 6 km Höhe ist zufriedenstellend. Die Abweichung der praktischen Kurve von der theoretischen in dem Bereich von 0—6 km Höhe kommt daher, daß bei allen Steigflügen die Flugzeuge, selbst bei Verwendung erstklassiger Führer, in geringeren Höhen erfahrungsgemäß nie voll ausgeflogen werden. In der Nähe der Gipfelhöhe werden dagegen die Flugzeuge von den Führern in der Regel am besten ausgenützt. Diese Erscheinung tritt auch in Abb. 5 deutlich zutage. Das Überschneiden der theoretischen durch die praktische Kurve zwischen 6 und 7 km Höhe kann darauf zurückgeführt werden, daß der für die Motorleistung angenommene gestufte Linienzug mit der tatsächlichen Motorkurve nicht übereinstimmt oder die für die theoretische Steigkurve zugrunde gelegten Werte von η und η_m in Wirklichkeit höher liegen.

Interesse halber sind in Abb. 6 auch die praktischen Steigkurven der übrigen Flugzeuge aufgezeichnet. Der Vergleich mit den theoretischen Kurven kann in derselben Weise durchgeführt werden wie für das Flugzeug Ru D I.

Zusammenfassung.

Die mitgeteilte neue Formel für die Steigzeitberechnung gibt im Zusammenhang mit dem ausgeführten Verfahren einen Weg an, wie bei bekannter Gipfelhöhe und Motorleistungsabnahme die theoretische Steigkurve eines Flugzeugs gefunden werden kann. Die Übereinstimmung der theoretischen mit der praktischen Steigkurve ist für die Praxis ausreichend.

Zur rechnerischen Überwachung der Begriffsbestimmungen.

Von Wilhelm Hoff und Alfred Richard Weyl.

44. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

1. Einleitung.

Die der deutschen Luftfahrt durch die Note der Botschafterkonferenz am 14. April 1922 auferlegten Begriffsbestimmungen[1]), die »zur Unterscheidung der Militärluftfahrzeuge von den Zivilluftfahrzeugen« dienen sollten, enthalten in den Regeln 4, 5 und 6 folgende Begrenzungen der Flugleistungen:

Regel Nr. 4: Höchste Steigfähigkeit bei voller Belastung 4000 m.
Regel Nr. 5: Geschwindigkeit bei voller Belastung in einer Höhe von 2000 m 170 km/h, volle Motorleistung vorausgesetzt.
Regel Nr. 6: Die mitzuführende Höchstmenge von Öl und Kraftstoff (beste Sorte Luftfahrtbenzin) darf $\frac{800 \cdot 170}{V}$ g/PS nicht überschreiten, wobei V die Geschwindigkeit des Flugzeuges bei Vollast und bei Höchstleistung des Motors in 2000 m Höhe in km/h bedeutet.

Zur Berechnung von Flugleistungen werden außer Angaben über Flügelgröße, Gewicht und Motorleistung auch aerodynamische

[1]) Vgl. auch »Nachrichten für Luftfahrer«, Bericht 22/16. 1 vom 23. April 1922.

Digitized by Google

Beiwerte, so z. B. für den Auftrieb, den Widerstand und den Schraubenzug benötigt. Diese Beiwerte werden gewöhnlich durch Modellmessungen, gelegentlich auch aus Flugmessungen ermittelt. In den seltensten Fällen stehen dafür Modellmessungen des ganzen Flugzeuges, häufig nur Profilmessungen der ganzen Flügel, meist aber nur die Menge veröffentlichter Profilmessungen zur Verfügung.

Die Flugzeugwerke sind daher darauf angewiesen, diese Festwerte aus Meßergebnissen früherer Bauten zu gewinnen. Insbesondere gilt dies auch für die sehr schwierige Feststellung der Luftschraubenwirkungsgrade.

Den nachstehenden Ableitungen sind daher solche Festwerte zugrundegelegt, die sich aus den hier wiedergegebenen Zahlentafeln und Schaubildern ergeben und die sich auf bekannt gewordene Leistungsangaben stützen.

2. Eingeführte Bezeichnungen.

γ_z (kg/m³) Luftdichte in z km Höhe über dem Meeresspiegel,
g = 9,81 m/s² Erdbeschleunigung,
G (kg) Flugzeuggesamtgewicht (Fluggewicht),
F (m²) Flügelfläche,
N_z (PS) Motorbremsleistung bei der Luftdichte γ_z,
$\nu_z = \frac{N_z}{N_0}$ eine von der Luftdichte γ_z abhängige Funktion,
η Wirkungsgrad der Luftschraube,
b (g/PS) Betriebsstoffmenge je PS Motorleistung,
B (kg) Gesamtmenge der Betriebsstoffe,
n (U/min) Motordrehzahl (Drehzahl der Kurbelwelle),
d (dcm) Zylinderbohrung,
s (dcm) Kolbenhub,
a Zylinderzahl,
v (m/s), V (km/h) } Fluggeschwindigkeit,
w (m/s) Steiggeschwindigkeit,
c_a Auftriebsbeiwert, c_w Widerstandsbeiwert } der auf das Flugzeug wirkenden Luftkräfte, abhängig vom Anstellwinkel.

3. Normale Atmosphäre.

Den Leistungsberechnungen wird die deutsche Normalatmosphäre zugrunde gelegt:

$$\gamma_z = \left(1 - \frac{5z}{283}\right)^{5,83} \gamma_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Die Luftdichte am Boden ist entsprechend 10° C Temperatur und 762 mm QS-Druck mit $\gamma_0 = 1{,}250$ kg/m³ eingesetzt. Die Temperaturabnahme für 1 km Höhenunterschied ist mit 5° C angenommen.

4. Abhängigkeit der Motorleistung und der Luftdichte.

Die sich aus der um die Leerlaufleistung verminderte indizierte Motorleistung ergebende Bremsleistung folgt dem Erfahrungsgesetz:

$$\nu_z = \frac{N_z}{N_0} = \frac{1}{0{,}85}\left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} - 0{,}15\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

worin gemäß den an neuzeitlichen Flugmotoren gewonnenen Beobachtungen eine Leerlaufleistung von 15 vH der indizierten Leistung eingeführt ist. Zusammengehörige Werte von z, γ_z, ν_z und ν_z^2 sind in der folgenden Zahlentafel I gegeben.

Zahlentafel I. Zusammengehörige Werte von z, γ_z, ν_z, ν_z^2, γ_z.

Höhe z (km)	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0
Luftdichte γ_z (kg/m³)	1,188	1,127	1,069	1,013	0,960	0,910	0,862	0,815	0,770	0,729
Luftdichteverhältnis $\frac{\gamma_z}{\gamma_0}$	0,950	0,902	0,885	0,810	0,768	0,728	0,690	0,652	0,616	0,583
$\nu_z = \frac{N_z}{N_0}$	0,942	0,885	0,830	0,776	0,727	0,680	0,635	0,591	0,548	0,509
ν_z^2	0,885	0,783	0,688	0,603	0,529	0,462	0,404	0,350	0,301	0,259
$\nu_z^2 \gamma_z$	1,050	0,885	0,735	0,610	0,507	0,422	0,348	0,285	0,231	0,189

5. Steigflug und Gipfelhöhe.

Im Steigflug gelten folgende flugmechanische Beziehungen:

a) Das Produkt aus Motorbremsleistung und Luftschraubenwirkungsgrad ist gleich der Summe aus Hubleistung und Widerstandsleistung, d. h.

$$75\,\eta\,N_z = G \cdot w + c_w F \frac{\gamma_z}{2g} v^3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

b) das Fluggewicht ist gleich dem Auftrieb:

$$G = c_a F \frac{\gamma_z}{2g} v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Aus Gleichung (3) und (4) ergibt sich die Steiggeschwindigkeit zu:

$$w = \frac{75\eta N_z}{G} \sqrt{\frac{2g}{\gamma_z} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{c_w^2}{c_a^3}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

In der Gipfelhöhe z ist:

$$w = 0.$$

Demnach gilt nach Einführen von ν_z aus Gleichung (2) für die Gipfelhöhe die Beziehung:

$$\frac{75^2 \cdot \nu_z^2 \cdot \gamma_z}{2g} \cdot \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \eta^2 = \left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \frac{G}{F} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

6. Erfüllung der Regel Nr. 4.

Aus der Zahlentafel I sind für die der Regel Nr. 4 entsprechende Höhe von 4 km die Werte für ν_z und γ_z einzuführen. Es ergibt sich damit die folgende Bedingungsgleichung:

$$\frac{75^2 \cdot 0{,}349 \cdot 0{,}815}{2 \cdot 9{,}81} \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \eta^2 \leqq \left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \frac{G}{F} \quad . \quad . \quad (6a)$$

Der Wert von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \eta^2$ ist aus ausländischen Steigversuchen ermittelt und beträgt bei sehr guten Flugzeugen kleinerer, etwa den »Begriffsbestimmungen« entsprechender Größe:

$$\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \eta^2 < 28 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

In Abb. 2 ist die Bauzahl $\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \frac{G}{F}$ in Abhängigkeit von der Gipfelhöhe z_g unter Einführen von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \eta^2 = 28$ dargestellt; gleichzeitig sind in dem Schaubild die praktischen Versuchswerte neuzeitlicher Flugzeuge des Auslandes gemäß den Angaben der Zahlentafel II auf S. 68 eingetragen.

Da deutsche Messungen an neuzeitlichen Flugzeugen nicht vorliegen können, und da die deutschen Flugzeuge wohl kaum die des Auslandes übertreffen dürften, so kann man sich mit der Einführung von Flugmessungen guter Flugzeuge des Auslandes als auf einer im Sinne der »Begriffsbestimmungen« sicheren Seite befindlich betrachten.

Demnach wird Regel Nr. 4 unter Einführung des Mittelwertes aus Gleichung (7) durch die Forderung:

$$\boxed{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \frac{G}{F} \geqq 2300} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

erfüllt.

7. Geschwindigkeit im Wagerechtflug.

Im unbeschleunigten Wagerechtflug ist die Flugzeugwiderstandsleistung gleich der Schraubenzugleistung:

$$75\,\eta\,\nu_z\,N_0 = c_w \frac{\gamma_z}{2g} v^3 F \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Daraus ergeben sich sowohl die größte wagrechte Geschwindigkeit zu:

$$v = \sqrt[3]{\frac{75\,\eta\,\nu_z \cdot 2g}{c_w \gamma_z}} \cdot \sqrt[3]{\frac{N_0}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

als auch die Flächenleistung zu:

$$\frac{N_0}{F} = \frac{\gamma_z}{150\,g\,\nu_z} v^3 \cdot \frac{c_w}{\eta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

8. Erfüllung der Regel Nr. 5.

Die Regel Nr. 5 gilt für die Höhe z = 2 km. Die entsprechenden Werte für γ_z und ν_z eingesetzt, sowie nach Regel Nr. 5 eingeführt:

$$v = \frac{V}{3{,}6} = \frac{170}{3{,}6} = 47{,}3 \text{ m/s}$$

liefert die folgende Beziehung für die Flächenleistung:

$$\frac{N_0}{F} \leqq \frac{1{,}013}{150 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}776} \cdot (47{,}3)^3 \cdot \frac{c_w}{\eta}$$

$$\frac{N_0}{F} < 93{,}6 \frac{c_w}{\eta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Digitized by Google

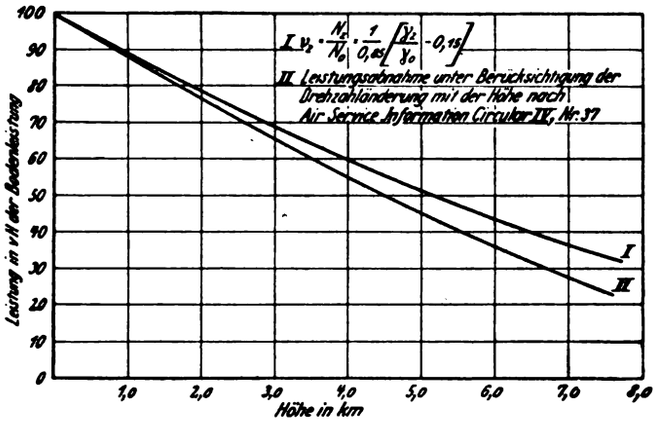


Abb. 1. Die Leistungsabnahme mit der Höhe für nicht vorverdichtende Motoren.

Der Wert $\frac{c_w}{\eta}$ wurde aus Geschwindigkeitsangaben ausländischer Flugzeuge praktisch ermittelt und beträgt bei sehr guten Flugzeugen kleinerer, etwa den »Begriffsbestimmungen« entsprechenden Abmessungen

$$\frac{c_w}{\eta} \geqq 0{,}076 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

In Abb. 3 ist die Höchstgeschwindigkeit in 2 km Flughöhe in Abhängigkeit von der Flächenleistung $\frac{N_0}{F}$ durch Einführen des Wertes $\frac{c_w}{\eta} = 0{,}076$ in Gleichung (10) dargestellt. Wie in Abb. 2 sind in dem Schaubild bekanntgewordene Geschwindigkeitsmessungen an neuzeitlichen Flugzeugen gemäß der Angaben der Zahlentafel III auf S. 68 eingetragen. Die Lage der Meßpunkte in bezug auf die Schaulinie der Höchstgeschwindigkeit beweist, daß der angenommene Wert $\frac{c_w}{\eta} = 0{,}076$ den Verhältnissen bei neuzeitlichen Flugzeugen durchaus entspricht, zumal, wenn man die heute noch stets vorhandene Ungenauigkeit bei Geschwindigkeitsmessungen an Flugzeugen, die die Höchstgeschwindigkeit im unbeschleunigten Wagerechtfluge meist überschätzen läßt, berücksichtigt.

Demnach wird Regel 5 durch die Bedingung:

$$\boxed{\frac{N_0}{F} \leqq 7 \text{ PS/m}^2} \quad \ldots\ldots \quad (14)$$

erfüllt.

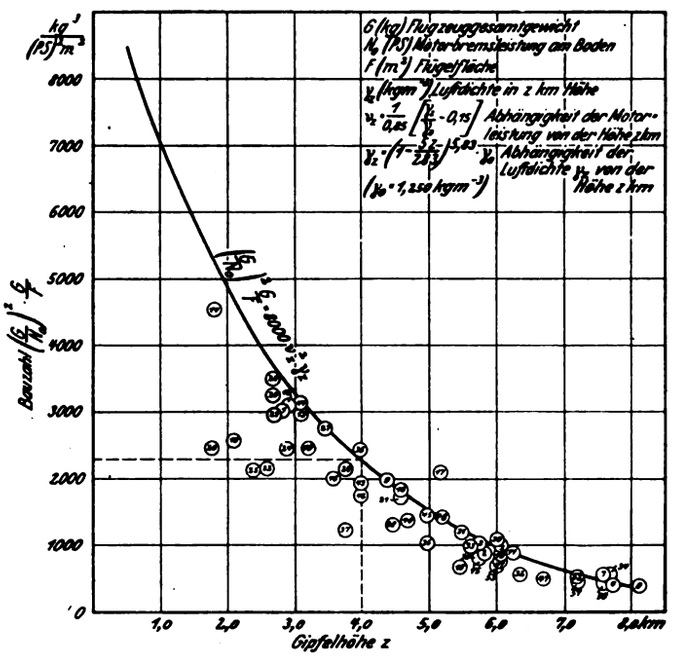


Abb. 2. Gipfelhöhe und Bauzahl.

9. Bestimmung der Motorleistung.

Dort, wo behördliche Bremsberichte über die Motorleistung am Boden nicht vorliegen, können die Einheitsleistungen für den Liter Hubraum der Zylinder als Grundlage zur Bestimmung der Motorleistung benutzt werden. Für leistungsfähige, mit Drehzahlen zwischen $n = 1200$ und $n = 1800$ U/min laufende Viertaktmotoren können die Bremseinheitsleistungen angenommen werden zu:

$$\frac{N_0}{4\,d^2\,a\,z} = \frac{n}{100} - 2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (15)$$

10. Bestimmungen der Betriebsstoffmengen nach Regel Nr. 6.

Die wagerechte Geschwindigkeit ist nach Gleichung (10):

$$V = 3{,}6\,v = 3{,}6 \sqrt[3]{\frac{75 \cdot \nu_z \cdot 2g}{\gamma_z}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\eta}{c_w}} \cdot \sqrt[3]{\frac{N_0}{F}} \quad (10a)$$

Als brauchbarer Mittelwert wurde Gleichung (13) eingeführt:

$$\frac{c_w}{\eta} = 0{,}076.$$

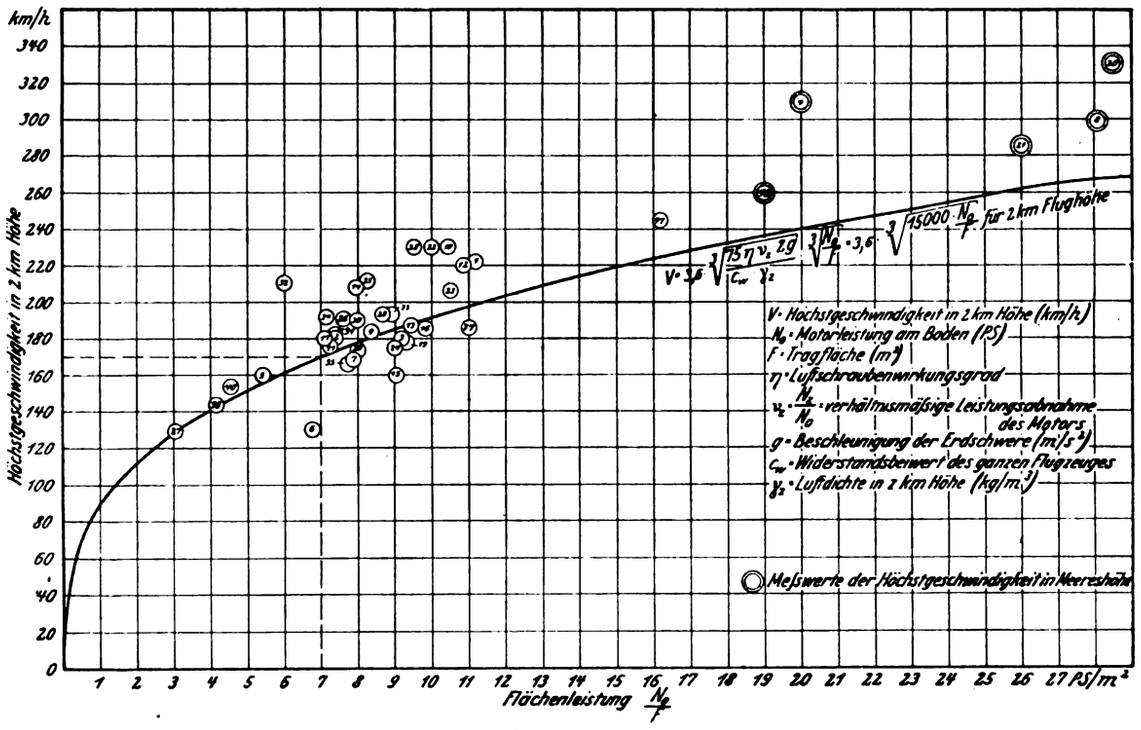


Abb. 3. Zusammenhang zwischen der Höchstgeschwindigkeit in 2 km Flughöhe und der Flächenleistung.

Digitized by Google

Zahlentafel II. Bauzahl und Gipfelhöhe ausgeführter Flugzeuge.

Lfd. Nummer	Flugzeug	Leistungsbelastung $\frac{G}{N_e}$ kg/PS	Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ kg/m²	Bauzahl $\left(\frac{G}{N_e}\right)^2 \cdot \frac{G}{F}$	Gipfelhöhe Z_g km	Quelle
1	JN-4 D-Doppeldeck.	10,38	27,95	3010	2,82	
2	D. H. 4-Doppeldeck.	5,15	37,2	988	5,87	
3	V. E. 7-Doppeldeck.	5,33	36,0	1044	5,78	
4	Thomas Morse MB 3-Doppeldecker	3,22	41,1	428	7,80	Diehl, Simple Formulae for Estimating Airplane Ceilings, Technical Note Nr. 203, National Advisory Committee for Aeronautics, Zahlent. 1, S. 4.
5	M 80-Doppeldecker	4,05	60,2	985	6,09	
6	Nieuport-»Nighthawk«-Doppeld.	3,04	38,7	356	8,86	
7	Fok D VII	3,89	40,9	622	7,64	
8	Martinsyde Scout	3,45	34,0	403	8,19	
9	NA-H-Seeflugzeug	8,41	27,1	1920	4,43	
10	R 9-L-Seeflugzeug	5,02	34,7	875	6,11	
11	HA-2-Seeflugzeug	4,78	39,15	893	6,26	
12	F-5-L-Flugboot	8,34	45,5	3140	2,90	
13	DT-1-Flugboot	7,92	47,7	2980	3,12	
14	NO-5-Flugboot	9,8	47,4	4530	1,83	
15	S. E. 5a	4,60	40,3	850	5,8	
16	D. H. 4 (R. R.)	7,05	35,2	1750	4,6	
17	D. H. 4 (R. A. F. 3 A)	7,55	37,4	2130	5,2	
18	D. H. 4 (Rolls Royce)	4,19	39,0	685	5,5	
19	Fairey-»Campania« Flugboot	7,29	40,8	2560	2,1	
20	Fairey B B Seeflugzeug	8,65	43,7	3270	2,7	
21	Fairey 3 c (normal) Seeflugzeug	6,04	49,3	1860	4,6	Herrmann, ZFM. 1920, S. 331, Flugleistungen engl. Militärflugzeuge.
22	Fairey 3 c (überladen) Seeflugzeug	6,31	54,1	2150	2,6	
23	Short Seeflugzeug	8,96	36,8	2950	2,7	
24	F 2 a-Flugboot	7,16	47,7	2440	2,9	
25	F 3 (normal) Flugboot	7,07	42,4	2120	2,4	
26	F 3 (überladen) Flugboot	8,67	45,6	3430	1,8	
27	F 5 (normal) Flug-	8,02	42,8	2750	3,5	
28	F 5 (überladen) Flugboot	8,69	46,4	3500	2,7	
29	H 16-Flugboot	6,98	43,9	2140	3,8	
30	Rol D VI b (am. Mess.)	4,5	41,8	836	5,8	NfL 21/47. 36
31	Lioré-Olivier-Zweimotoren-Panzerdoppeldecker	5,4	40	1165	5,5	NfL 20/03. 15
32	Wibault-Jagdeinsitzer	3,85	39	562	6,4	NfL 21/16. 49
33	Fok D VII mit Liberty-Motor	4,62	45,4	965	5,65	NfL 21/33. 27
34	Nieuport 29 C 1-Jagdflugzeug	3,67	41,27	562	7,7	NfL 20/03. 12
35	Dayton-Wright-Renneindecker	3,39	88,3	1010	5,0	NfL 21/1. 45
36	Glenn Martin Frachtflugzeug	6,8	52	2410	4,0	NfL 21/6. 40
37	Boeing-Panzer-Dreidecker (G. A. X)	5,15	46,7	1240	3,8	NfL 22/17. 15
38	D. H. 9	5,20	48,7	1320	4,5	NfL 21/32. 24
39	S. E. 5	5,21	40,8	1110	6,05	NfL 21/32. 24
40	Spad S. 16	5,48	43,0	1390	4,7	NfL 21/32. 24
41	Spad S. 13	4,2	44,0	775	6,1	NfL 22/5. 25
42	Spad S. 34 Schulflugzeug	6,35	48,2	1830	4,0	NfL 22/1. 24
43	De Pischof-»Estafette«-Sport-Doppeldecker	8,45	27,0	1930	4,0	NfL 22/10. 19
44	Huff-Daland-„Petrol"	9,0	38,4	3120	3,1	NfL 22/12. 17
45	Potez P X-Dreimotoren-Kolonial-Doppeldecker	6,9	30,3	1440	5,0	NfL 22/14. 21
46	Vickers-»Vulcan«	7,4	36,6	2000	3,62	NfL 22/19. 38
47	Curtiss 18 T-Dreidecker	3,32	50,8	505	6,7	NfL 22/33. 18
48	Elias EM 1-Doppeld.	6,02	40,2	1450	5,2	NfL 22/35. 28
49	Haerens FF. 9-Doppeldecker	8,85	36,6	2460	3,2	NfL 22/46. 15
50	Navy Curtiss-Eind.	2,54	66,8	425	7,6	NfL 23/9. 13
51	Bristol-»Badger«-Jagddoppeldecker	3,38	40,0	455	7,2	NfL 23/23. 22
52	Curtiss-Jagddoppeldecker	3,18	49,5	520	7,2	NfL 23/33. 14
53	C. A. M. S. 38-Flugboot	3,32	63,0	700	6,0	NfL 23/49. 5

Zahlentafel III. Flächenleistung und Geschwindigkeit ausgeführter Flugzeuge in 2 km Höhe.

Lfd. Nummer	Flugzeug	Leistung N_e(PS)	Tragfläche F(m²)	Flächenleistung N_e/F (PS/m²)	Geschwindigkeit in 2 km Höhe (km/h)	Quellen
1	Nieuport C-1-Doppeldecker	300	26,75	11,2	222	NfL 22/03. 12
2	Lioré-Olivier-Zweimotoren-Doppeldecker	350	47,25	7,4	180	NfL 20/03. 15
3	Berg-Jagddoppeldecker	200	21,8	9,2	180	NfL 20/11. 04
4	Spad S. 20- bis	300	15,0	20,0	309 i. B.	NfL 20/06. 06
5	Vought V. E. 7	150	27,6	5,42	160	NfL 20/11. 11
6	Latham-Dreimotor-Flugboot	1020	150	6,8	125	NfL 21/1. 50
7	Vickers »Vim«	360	45,5	7,9	158	NfL 21/2. 50
8	Verville-Packard-Renndoppeldecker	600	21,3	28,1	299 i. B.	NfL 21/12. 35
9	Fok D VII (franz. Mess.)	180	21,9	8,35	184	NfL 21/9. 56
10	Sopwith-»Snapper«	—	—	—	222	NfL 21/11. 50
11	Vickers »Vimy«-Commercial	900	124	7,25	176	NfL 21/16. 45
12	H. D. 6-Militärdoppeldecker	500	45,7	10,9	220	NfL 20/03. 07
13	Vickers-»Vicking«-Flugboot	450	47,8	9,45	187	NfL 21/19. 41
14	US-B 1 a	300	37,8	7,95	208	NfL 21/12. 35
15	US-GA X-Dreidecker	870	96,0	9,05	160	NfL 22/17. 15
16	Fok D VII mit Liberty (amerikan. Mess.)	215	21,9	9,85	185	NfL 21/33. 27
17	Potez-P IX-Verkehrsdoppeldecker	270	38	7,1	180	NfL 21/29. 32
18	Spad S. 20 Jagdzweisitzer	300	29	10,4	230	NfL 21/43. 47
19	Rol D VI b-Jagdeinsitzer (amerik. Messung)	200	21,6	9,3	149	NfL 21/47. 36
20	Nieuport-»Sesquiplan«-Renneindecker	320	11,2	28,5	330 i. B.	NfL 21/49. 21
21	Curtiss-Renndoppeldecker	405	15,6	26,0	285 i. B.	NfL 21/52. 14
22	Bréguet-19-A-2-Militärdoppeldecker	450	45	10,0	230	NfL 22/2. 13
23	Spad S. 13-Jagdeinsitzer (amerikan. Mess.)	220	21	10,5	206	NfL 22/5. 25
24	Morane-Saulnier-AU-Hochdecker	120	13,3	9,0	175	NfL 22/6. 15
25	Potez P. XIV Militärdoppeldecker	370	45	8,25	212	NfL 22/6. 16
26	Gloucestershire-»Bamel« Renndoppeldecker	450	15,3	29,4	317 i. B.	NfL 22/9. 19
27	Avro 504 K	110	30,1	3,65	124	NfL 22/15. 21
28	Martinsyde F. 4	300	30,4	9,5	230	NfL 22/15. 21
29	S. E. 5 Jagdeinsitzer	200	23,0	8,7	193	NfL 22/15. 21
30	Sopwith-»Snipe«	200	25,0	8,0	190	NfL 22/15. 21
31	Bristol-»Fighter«	275	37,3	7,4	182	NfL 22/15. 21
32	D. H 9	240	40,0	6,0	210	NfL 21/32. 24
33	D. H. 9 a	400	45,2	8,85	194	NfL 22/15. 21
34	Sopwith-»Camel«	150	21,0	7,15	192	NfL 22/15. 21
35	Parnall-»Panther«	230	29,8	7,7	146	NfL 22/15. 21
36	Ansaldo A 300/4-Doppeldecker	300	39,6	7,58	190	NfL 22/19. 35
37	D. H. 29-Verkehrseindecker	450	41	11,0	186	NfL 22/34. 19
38	Haerens FF. 9-Doppeldecker	120	29	4,15	144	NfL 22/46. 15
39	Hanriot H. D. 24-Doppeldecker	370	46	8,0	173	NfL 22/48. 17
40	Rogers-Doppeldecker	185	40,8	4,55	153	NfL 23/23. 27
41	Curtiss Jagddoppeldecker	400	24,6	16,3	244	NfL 23/33. 14
42	C. A. M. S. 38-Flugboot	380	20	19,0	260 i. B.	NfL 23/49. 5

Digitized by Google

Nach Regel Nr. 6 ist für 2 km Höhe, also für $\nu_z = 0{,}776$ die Betriebsstoffmenge zu setzen:

$$b = \frac{800 \cdot 170}{V} = \frac{800 \cdot 170}{3{,}6} \cdot \sqrt[3]{\frac{1{,}013 \cdot 0.076}{50 \cdot 0{,}776 \cdot 9{,}81}} \sqrt[3]{\frac{F}{N_0}}, \quad (16)$$

mithin:

$$\boxed{b \leqq 1530 \sqrt[3]{\frac{F}{N_0}} \leqq 800 \text{ g/PS}}$$

Diese Forderung läßt sich auch durch die Bestimmung ausdrücken: Die Menge der mitgeführten Betriebsstoffe darf 11,6 vH des Flugzeuggesamtgewichtes nicht überschreiten.

11. Grenzwerte bei gleichzeitiger voller Ausnutzung der durch die Begriffsbestimmungen gegebenen Grenzen.

Aus den in Gleichung (8) und Gleichung (14) enthaltenen Forderungen lassen sich nachstehende Ungleichungen aufstellen:

I. $$\frac{G}{F} \geqq \sqrt[3]{7^2 \cdot 2300}; \quad \frac{G}{F} \leqq 48{,}3 \text{ kg/m}^2$$

II. $$\frac{G}{N_0} \geqq \frac{48{,}3}{7}; \qquad \frac{G}{N_0} \geqq 6{,}9 \text{ kg/PS}$$

Für $w = 0$ läßt sich ferner ableiten:

III. $$v = 75 \nu_z \frac{c_a}{c_w} \eta \left(\frac{N_0}{G}\right)$$

und mit der Bedingung der Regel Nr. 5:

$$\frac{170}{3{,}6} \geqq 75 \cdot 0{,}776 \left(\frac{c_a}{c_w}\right) \eta \cdot \frac{1}{6{,}9}$$

IV. $$\left(\frac{c_a}{c_w}\right) \eta \leqq 5{,}6$$

Durch Verbindung von III und IV wird erhalten:

V. $$v \leqq 326 \frac{N_0}{G}$$

Wird in V. in die Bedingung der Regel Nr. 6 eingesetzt, so wird

VI. $$b \leqq \frac{800 \cdot 170}{3{,}6 \cdot 326} \left(\frac{G}{N_0}\right) \leqq 116 \left(\frac{G}{N_0}\right) \leqq 800 \text{ g/PS}$$

12. Quellen.

Zu 3. Formel für die Einheitsluftdichte: R. v. Mises, Ermittlung der Steigfähigkeit aus dem Barogramm, ZFM 1916, S. 175. Blasius, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei (T. B.) Bd. II, S. 193. Die Höhenformeln von Everling, von Kann und die Göttinger Formel stimmen bis zu etwa 5 km Höhe mit der verwendeten Formel gut überein[1]).

Zu 4. Abhängigkeit der Motorleistung von der Höhe: H. G. Bader, Die Leistungsabnahme mit der Höhe, T. B. II, S. 97; K. Kutzbach, Die Anpassung der Flugmotoren an die Flughöhe, T. B. Bd. III, S. 112; W. G. Noack, Untersuchungen am Daimler D IVa-Motor auf einem Höhenprüfstand, T. B. Bd. III, S. 2; Schwager, Neuere Bestrebungen und Erfahrungen im Flugmotorenbau, T. B. Bd. III, S. 146; Dechamps und Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren, Verlag C. R. Schmidt, Berlin 1922, S. 120; Durand, Die Aufrechterhaltung der Leistung von Flugmotoren in großen Höhen, berichtet in T. B. Bd. IV, S. 131; G. de Bothézat, Flight, Bd. XII, S. 961; W. Margoulis, Fahrweite von Flugzeugen und Luftschiffen, L'Air, Bd. II, März-April 1921; V. R. Gage, A Study of Airplane Engine Tests, 46. Bericht im vierten Jahrbuch des National Advisory Committee for Aeronautics, S. 533; R. Soreau, Théorie du vol des avions, Paris 1920; P. Brenner, Die Steigleistungen von Flugzeugen, 43. Bericht der DVL, S. 61 des vorlieg. Heftes.

Zu 6. Ermittlung von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \cdot \eta^2$ aus: Performances of British Airplanes, Seaplanes and Airships, Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the year 1918/19, London 1920, S. 77; auch Flight, Bd. XII, 22. April 1922, S. 440/41; ausgewertet von H. Herrmann, Flugleistungen englischer Militärflugzeuge, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Bd. 11, 30. Nov. 1920, S. 331; auch Walter S. Diehl, Simple Formula for Estimating Airplane Ceilings, Technical Note Nr. 103, National Advisory Committee for Aeronautics, Juni 1922.

E. Everling, Gleitzahlen ausgeführter Flugzeuge, ZFM, Bd. 11, 30. Nov. 1920, S. 330.

Zu 8. Ermittlung von $\frac{c_w}{\eta}$ aus: Performances of British Airplanes, Seaplanes und Airships, Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the year 1918/19, London 1920, S. 77; auch Flight, Bd. XII, 22. April 1922, S. 440/41; ausgewertet von H. Herrmann, Flugleistungen englischer Militärflugzeuge, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Bd. 11, 30. Nov. 1920, S. 331.

Zu 10. Literleistungen von Flugmotoren, vgl. Dechamps und Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren, S. 67.

13. Zusammenfassung.

Die der deutschen Luftfahrt auferlegten »Begriffsbestimmungen« enthalten Einschränkungen der Flugleistungen von einschneidender Bedeutung. Es wird gezeigt, durch welche einfachen Grenzbedingungen diese »Begriffsbestimmungen« erfüllt werden können.

Abschließend bemerkt die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt noch, daß die in vorstehendem entwickelten Grenzbedingungen zur Erfüllung der »Begriffsbestimmungen« seitens des Interalliierten Garantie-Kommitees keine Anwendung finden. Sie vermögen nur den Flugzeugbauwerken eine bequeme Handhabe zur Einhaltung der »Begriffsbestimmungen« zu bieten.

[1]) Vgl. hierzu auch den 43. Bericht d. DVL im vorlieg. Heft, S. 61.

Die Meßnabe für 200 mkg Drehmoment und 1200 kg Zug, Bauart Stieber.

Von W. Stieber.

45. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Beschreibung. In den Technischen Berichten der Flugzeugmeisterei, Bd. III, Heft 6, sind der grundsätzliche Aufbau sowie die erste Ausführungsform einer Meßnabe beschrieben. Dieses Modell war zur Aufnahme von 100 mkg Drehmoment geeignet. Eingehende Versuche wurden damit von F. Müller gemacht und im Beiheft 8 der ZFM mitgeteilt[1]). Die mit diesen Versuchen gemachten Betriebserfahrungen konnten bei der nunmehr gestellten Aufgabe, eine Meßnabe für 200 mkg Drehmoment passend für den Liberty-12-Motor zu entwickeln, verwendet werden. Gleichzeitig wurde auf eine möglichst bequeme Bedienung Wert gelegt.

Abb. 1 zeigt einen Achsschnitt *A*, Abb. 2 verschiedene Achsnormalschnitte *B*, Abb. 3 und 4 Ansichten der Meßnabe.

Das Konusstück 101 (Abb. 1), welches auf dem Konus der Motorwelle durch die Mutter 105 aufgezogen wird, trägt an der Konuswurzel außen eine Verdickung, so daß die beim Zusammenbau auftretenden Spannungen ohne Formänderung aufgenommen werden. Auf der zylindrischen Außenfläche sitzt dreh- und schiebbar das Nabenstück 103, siehe auch Abb. 5, das mittels Flansch 104 und Bolzen 114 die Luftschraube aufnimmt. Die Verbindung mit dem Meßdosenträger 102 (Abb. 8) ist durch Konus mit drei Keilen hergestellt. Die beiden Teile werden durch die Hohlmutter 106 gegeneinander festgezogen. 106 dient beim Abbau der Mutter gleichzeitig zum Abdrücken des Konusstücks 101. Eine Sicherung 107 und die Sicherungsmutter 108 verhindern ein Lösen der Muttern 105 und 106. 108 dient auch zum Abdrücken des Meßdosenträgers 102 von Konusstück 101.

Im Meßdosenträger 102, siehe auch Abb. 8, sind je drei besonders eingesetzte Meßdosen zur Aufnahme von Drehmoment und Zugkraft untergebracht. Abb. 1 zeigt die Anordnung der Zugkraftdosen 160, deren Rückseiten zum Ausgleich der Ölfliehkräfte durch Deckel 165 geschlossen und im Betrieb mit Öl gefüllt sind.

Die Kraft wird von Pfannen 118 im Nabenstück durch lange Stößel 163 auf kleine Zwischenkolben 166 und von da auf die Kolben 162 übertragen. Die genaue Einstellung dieser Kolben wird in bekannter Weise durch Zuflußsteuerung von Hochdrucköl von dem Steuerkolben 168, siehe Abb. 6, dauernd aufrechterhalten. In gleicher Weise arbeiten die Drehmomentdosen 140, Abb. 2 und 7, mit den Kolben 142 und Steuerkolben 141. Die Fliehkräfte von Nabenmasse und Ölflüssigkeit heben sich bei den Drehmomentdosen gegenseitig auf. Die dadurch bedingte Lage des Kolbens gestattet ebenfalls die Unterbringung langer Stößel zur Erhöhung der Meßgenauigkeit. Im Falle eines Stößelbruchs werden die Kolben 162 durch die Deckel 165, die Kolben 142 durch Sprengringe 169 am Austreten gehindert. Bei anderen Störungen in der Kraftübertragung werden nach beiden Drehrichtungen Anschläge wirksam (siehe Abb. 5 *a*, *b* und 8 *f*, *g*), die nur ein Spiel von 1° zwischen Meßdosenträger 102 und Nabenstück 103 gestatten.

[1]) Friedrich Müller, Über den Einfluß der Flughöhe auf das Verhalten der Flugmotoren, 35. Bericht der DVL, Heft 8 der Ber. u. Abhandl. der WGL, 1922.

Digitized by Google

Abb. 3. Abb. 4.
Ansichten der Meßnabe bei abgenommener Haube 190.

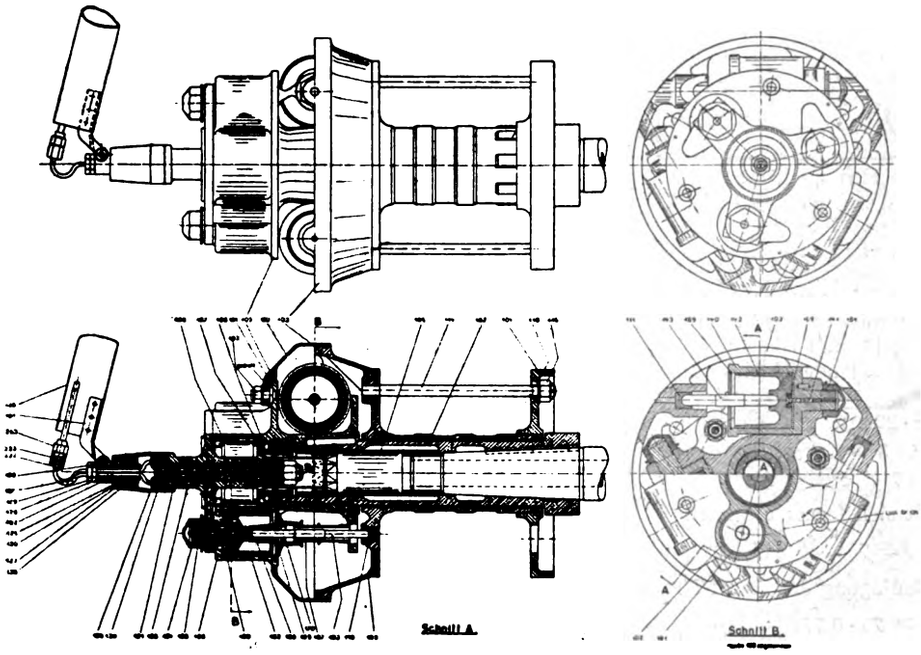


Abb. 1.
Achsschnitt A durch die Meßnabe.

Abb. 2.
Achsnormalschnitt B durch die Meßnabe.

Die Ölübertragung erfolgt durch die gleiche Einrichtung wie vordem, einen Pfropfen 121 mit drei Zufuhrbohrungen und die Pfropfenführung 120 mit drei Ringkanälen, siehe auch Abb. 8. Auch die Abreißvorrichtung 125 mit Kugellagern 130, durch welche die Zuführungsleitungen 185 geführt und mit Verschraubungen 138 an den Propfen 121 angeschlossen sind, wurde beibehalten.

Wesentlich geändert wurde die Ölführung von der Pfropfenführung 120 zu den einzelnen Meßdosen, siehe Abb. 8. Hier wurde jede Verschraubung oder Rohrleitung vermieden, da diese durch Bruch früher öfter Störungen veranlaßt haben. Sämtliche Verbindungsleitungen wurden durch Bohrungen in den Teilen 120, 102 und den Meßdosen hergestellt. Alle Übergänge von einem Teil zum anderen sind ohne Anwendung besonderer Dichtungen durch Ausschleifen der Teile aufeinander hergestellt. Die Pfropfenführung 120 ist mittels Flansch, siehe Abb. 1, 3 und 8, durch die Kappenmuttern 164 der Zugdosen 160 am Meßdosenträger 102 befestigt. Durch diesen Flansch sind alle Leitungsbohrungen durch- und auf den Meßdosenträger 102 übergeführt. Dieser Flansch, der den Innenraum

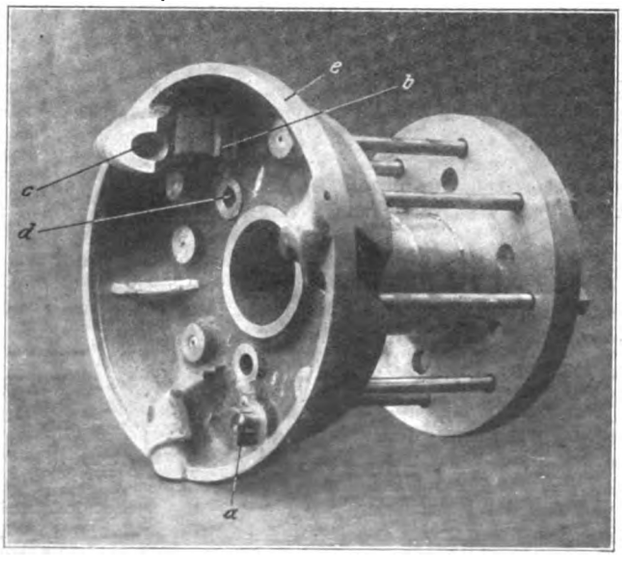


Abb. 5. Nabenstück 103 mit Flansch 104:
a) Anschlag rückwärts
b) Anschlag vorwärts
c) Drehmomentpfanne III
d) Bohrung für Zugkraftpfanne 112
e) Einstell- und Kontrollmarke.

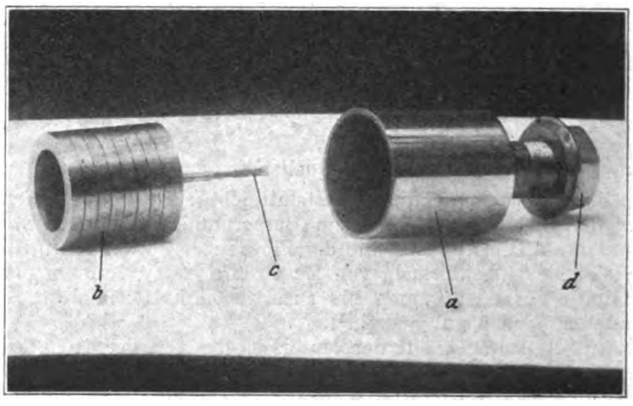


Abb. 6. Zugkraftdose 160:
a) Zylinder 160
b) Kolben 162
c) Steuerkolben 163
d) Kappenmutter 164.

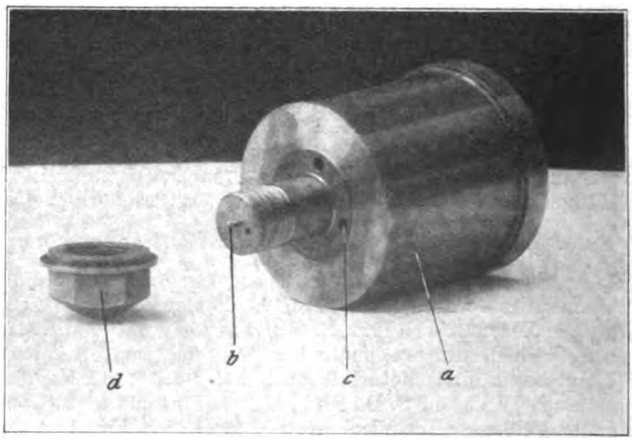


Abb. 7. Drehmomentdose:
a) Zylinder 140
b) Steuerkolben 162
c) Überleitungsbohrung für Drucköl
d) Kappenmutter 164.

von 102 und 101 vollständig abschließt, trägt noch einen Arretierstift, der die Mutter 108 festhält und dadurch das Lösen irgendeines

Digitized by Google

Teiles im Innern der Meßnabe verhindert. Eine gegossene Schutzhaube 190 schließt die Meßdosen nach außen ab. Abb. 9 zeigt die Meßnabe an einem Liberty-12-Motor von 400 PS auf einem Prüfstand der DVL, Adlershof, Abb. 10 auf dem elektrischen Prüfstand, Schutzhaube 190 abgenommen.

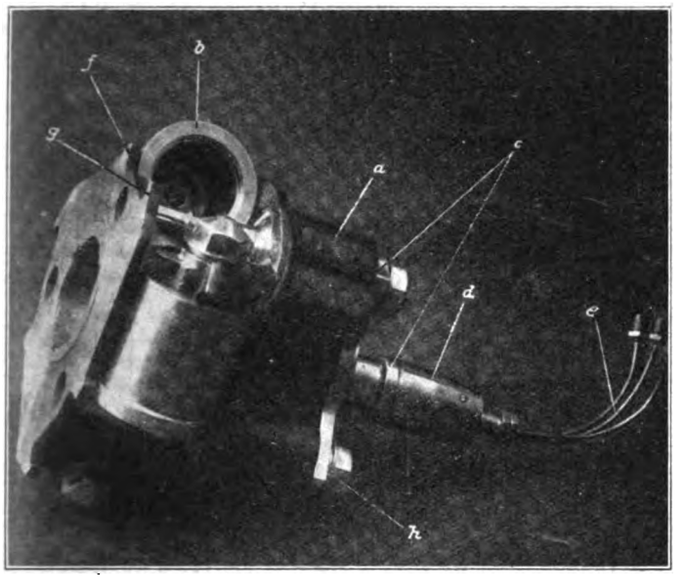


Abb. 8. Meßdosenträger 102 mit Meßdosen und Pfropfenführung:
a) Meßdosenträger 102
b) Drehmomentdose 140
c) Pfropfenführung 120
d) Sicherheitsabreißvorrichtung
e) Leitungen 185
f) Anschlag vorwärts
g) Anschlag rückwärts
h) Kappenmutter 164

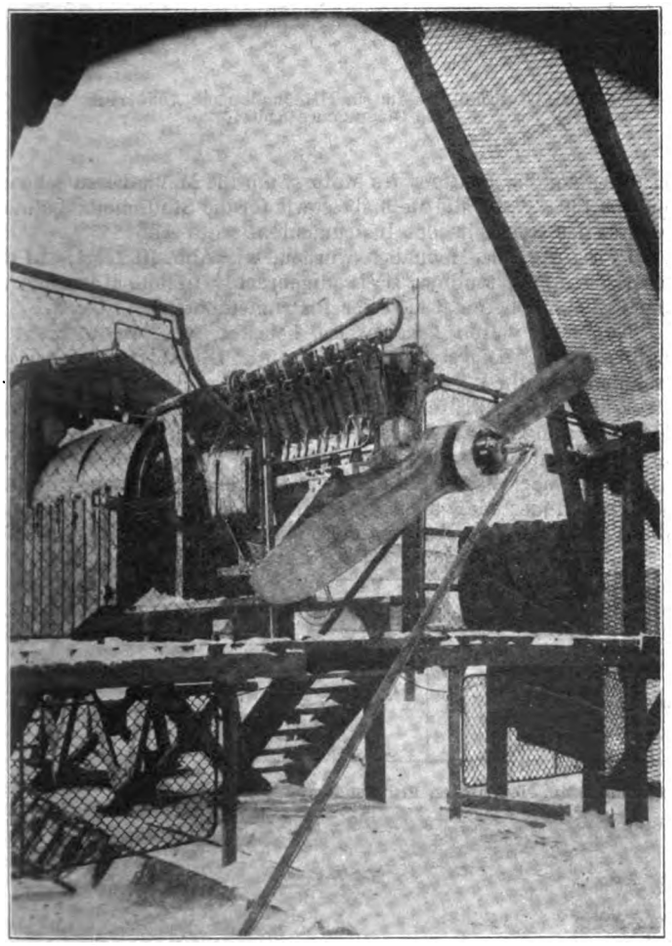


Abb. 9. Meßnabe auf einem Liberty-12-Motor, betriebsfertig.

Die zum Betriebe erforderliche Druckölanlage sowie die Registriereinrichtungen sind auf dem Instrumententisch, Abb. 11 und 12

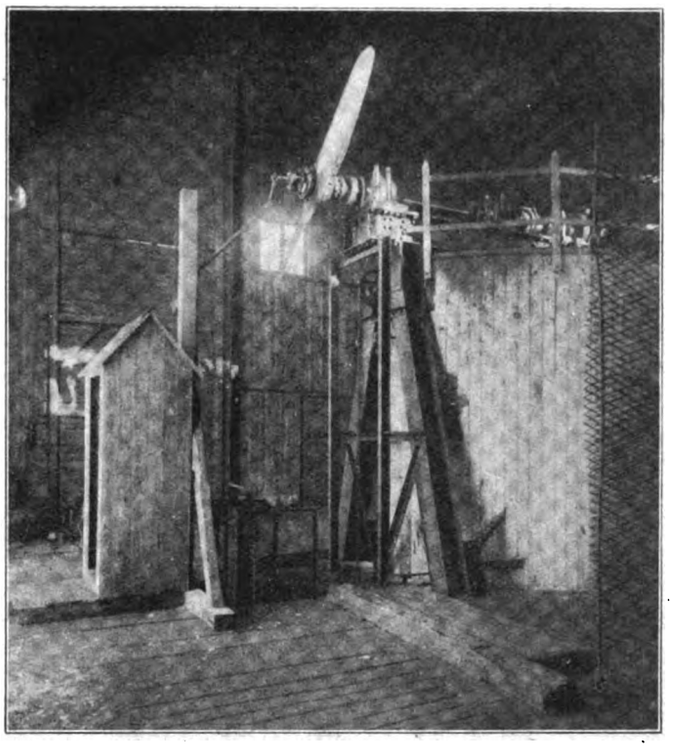


Abb. 10. Meßnabe auf dem elektrischen Prüfstand der DVL, Adlershof.

untergebracht. Zur Druckerzeugung dient eine 1-l-Preßluftflasche *a*, deren Druck durch ein selbsttätiges Regelventil *b* mit Inhaltsmesser und Sicherheitsventil auf etwa 30 at reduziert wird. Dieser Druck wirkt in einem allseits verschlossenen Zylinder *c* auf einen Kolben, hinter dem sich das Drucköl befindet. Der Ölinhalt dieses

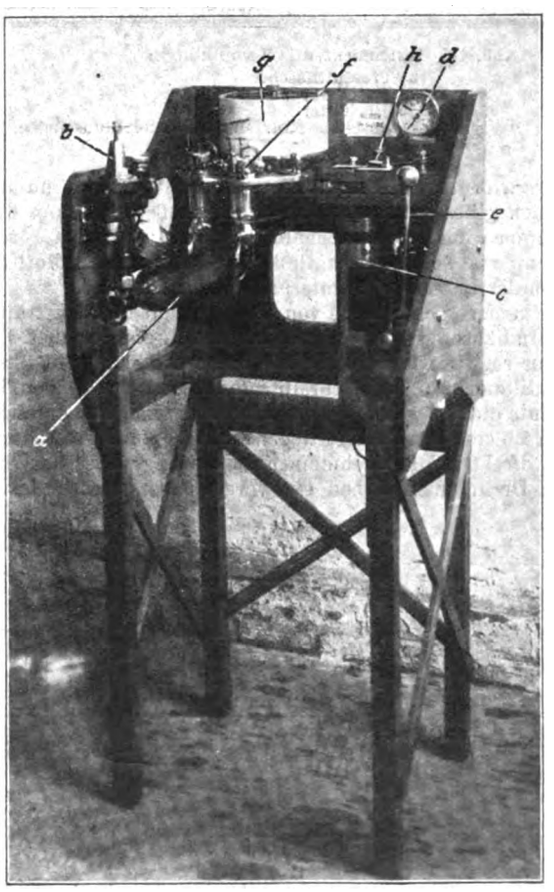


Abb. 11. Instrumententisch von vorn:
a) Preßluftflasche
b) Reduzierventil mit Inhaltsmesser und Sicherheitsventil
c) Druckölzylinder
d) Manometer für Hochdrucköl
e) Handpumpe
f) Indikator
g) Schreibtrommel
h) Dreiwegehahn zum Sperren.

Digitized by Google

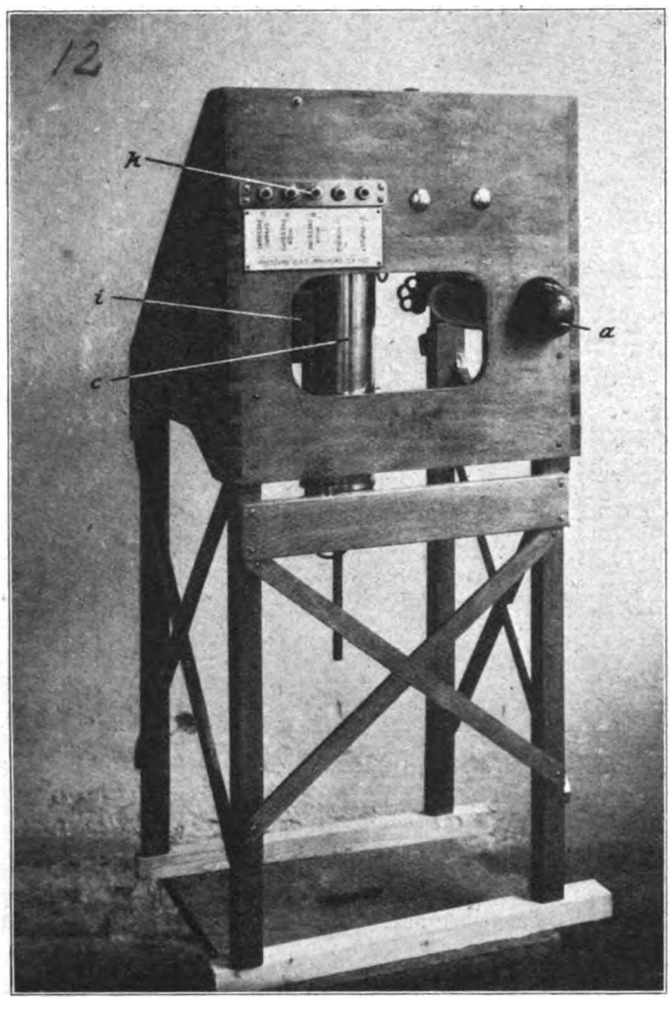


Abb. 12. Instrumententisch von hinten:
a) Preßluftflasche
c) Druckölzylinder
i) Ölbehälter
k) Anschlüsse für Meßnabe und Stauscheibe.

Zylinders wird durch eine besondere Vorrichtung dauernd angezeigt, den Druck gibt das Manometer *d* an. Außerdem kann durch die Handpumpe *c* aus einem Ölbehälter *i* noch Öl zugeführt werden. Die Handpumpe ist so bemessen, daß bei Fehlen von Preßluft auch mit ihr allein der Betrieb aufrechterhalten werden kann.

Die gemessenen Drücke von Drehmoment und Zugkraft werden von den Indikatoren *f* auf der Schreibtrommel aufgezeichnet. Der dritte Indikator registriert die von einer Stauscheibe, Bauart Stieber, erzeugten Staudrücke. Die Schreibtrommel *g* wird von einem Uhrwerk pro Minute um 12° gedreht. Dies entspricht einer Papiergeschwindigkeit von 1,6 cm/min. Ein Dreiwegehahn *h* führt bei Umstellung Hochdrucköl direkt in die Drehmomentmeßleitung. Dies hat zur Folge, daß die Drehmomentkolben 142 vorgetrieben werden, bis die Anschläge des Meßdosenträgers 102, Abb. 8*g*, und des Nabenstückes 103, Abb. 5*a*, sich gegeneinanderlegen und damit jede Bewegung dieser Teile gegeneinander ausschalten: die Meßnabe ist gesperrt. Die Sperrung wird vorgenommen beim Anlassen, bei Gleitflug oder

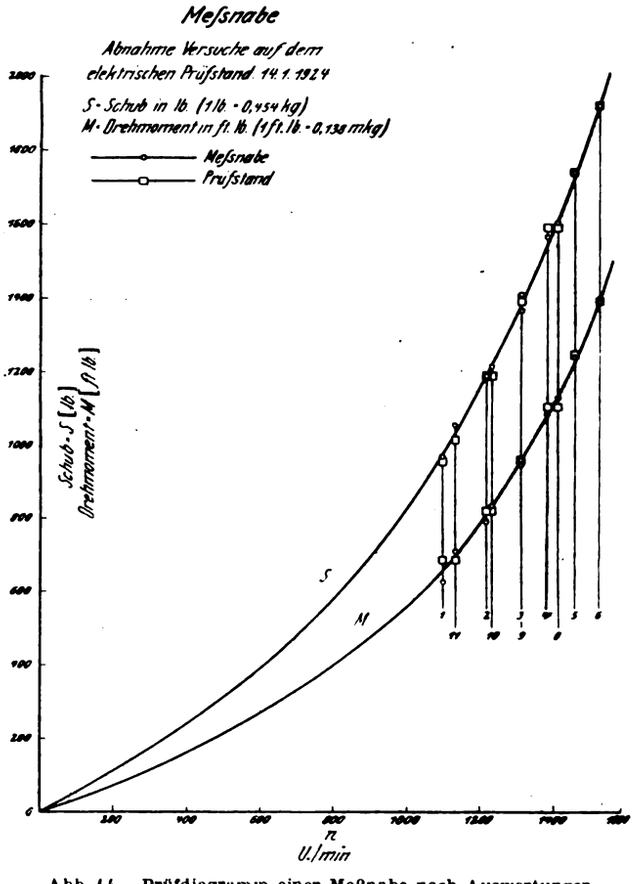


Abb. 14. Prüfdiagramm einer Meßnabe nach Auswertungen des Diagrammes Abb. 13.

bei unregelmäßigem Gang des Motors, um die Meßnabe zu schonen. Die Anschlüsse *k* für die Meßnabe sowie für die Stauscheibe befinden sich auf der Rückseite des Instrumententisches Abb. 12.

Prüfung: Die Meßnaben wurden, wie Abb. 10 zeigt, auf den elektrischen Prüfstand der DVL aufgebracht. In dem Häuschen vor dem Prüfstand befindet sich der Instrumententisch.

Nunmehr wurde schrittweise belastet, wie die Zahlentafel angibt, und das Diagramm Abb. 13 zeigt. Die Werte *Q* geben das Drehmoment, die Werte *T* die Zugkraft an, die gemessen wurden.

Während der Prüfung herrschte ein lebhafter, ziemlich böiger Wind, der von vorn auf die Prüfhalle blies. Dadurch wurde der Lauf der Luftschraube sehr unruhig; dies zeigte sich sowohl in starkem Schwanken der Wagen als auch ganz besonders in den Ungleichmäßigkeiten der Meßnaben-Aufzeichnungen (siehe das Diagramm Abb. 13 Nr. 2). Zur Auswertung mußten daher geeignete Mittel-

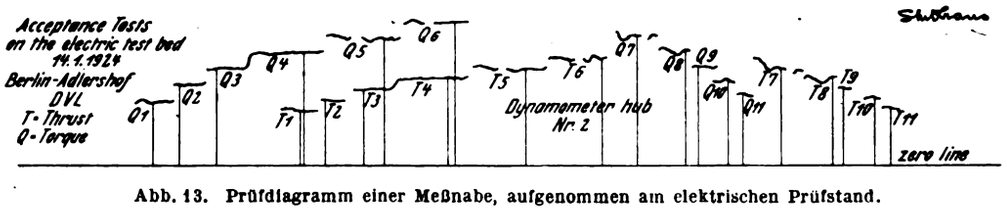


Abb. 13. Prüfdiagramm einer Meßnabe, aufgenommen am elektrischen Prüfstand.

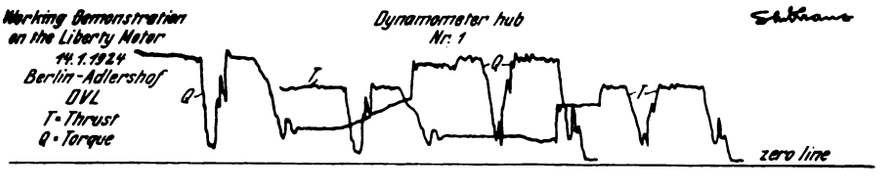


Abb. 15. Diagramm einer Meßnabe aus dem Liberty-Motor bei verschiedenen Belastungen.

Digitized by Google

werte der verschiedenen Belastungsstufen ausgesucht werden, die durch senkrechte Linien gekennzeichnet sind. Zu den Diagrammstufen 5 und 6, die aus je zwei Teilen bestehen, ist zu bemerken, daß der erste Teil während der Einregelung des Prüfstandes aufgenommen wurde, um auch diese zu veranschaulichen, während der zweite Teil die konstante Belastung angibt und für die Auswertung in Betracht kommt. In der Zahlentafel sind die am Prüfstand und aus dem Diagramm Abb. 13 entnommenen Werte zusammengestellt und im Diagramm Abb. 14 veranschaulicht. Es zeigte sich hierbei, daß die Abweichungen des Prüfstandes von der stetigen Drehmoment- bzw. Zugkraftkurve ebenso groß, manchmal sogar etwas größer sind als die der Meßnabe. Es wurde daher davon abgesehen, Fehler der Meßnabe gegenüber dem Prüfstand zahlenmäßig oder verhältnismäßig anzugeben. Die Prüfung gibt die nachstehend angegebenen Konstanten und Wertformeln für die Meßnaben:

$$M = 9{,}96 \cdot \frac{h}{s}\ \text{mkg} = 1830 \cdot \frac{h}{s}\ \text{lb. ft.}$$

$$P = 60 \cdot \frac{h}{s}\ \text{kg} = 3360 \cdot \frac{h}{s}\ \text{lb.}$$

wobei:

M = Drehmoment in Meterkilogramm (mkg) bzw. Fußpfund (lb. ft.),
P = Zugkraft in Kilogramm (kg) bzw. Pfund (lb.),
h = Diagrammhöhe in mm bzw. in Zoll (in.),
s = Maßstab der Indikatorfeder in mm/at.

die Meßnaben ohne jede Störung. Lediglich in der Druckübertragung zeigten sich Drosselerscheinungen, die durch festgefrorene Wassertropfen, welche bei der Montage in die Leitungen gekommen waren, verursacht wurden (siehe auch Abb. 15). Diese Störungen wurden durch Ausblasen der Rohre im warmen Raum leicht beseitigt. Nach erfolgter Abnahme von den Prüfständen wurden die Teile untersucht und einwandfrei befunden.

Umkehrvorrichtung. Abb. 16 und 17 zeigt eine zusätzliche Ausführung einer sog. Umkehrvorrichtung, mit welcher statt der Zugkräfte Druckkräfte aufgenommen und gemessen werden. Die vorliegende Ausführung ist für einen 400-PS-Maybachmotor gemacht. Sie besteht aus einem Flanschkonus 351, der mit seinem Flansch an dem Motorflansch befestigt wird und auf seinem Konus die Meßnabe aufnimmt. An Stelle des Luftschraubenflansches 104, Abb. 1, wird ein Flansch 352 gesetzt. Er trägt drei Pfannen 360 und drei Führungsbüchsen 368, die genau in Richtung der Zugstößelpfanne 118, Abb. 16, sitzen. Anstelle der Pfanne 118 sind ebenfalls Führungsbüchsen 369 eingesetzt. In diesen Büchsen 368 und 369 bewegen sich Stößel 362, in deren Pfannen die Zugkraftdosenstößel 163 aufsitzen. Auf dem Flansch 351 (Abb. 17) sind drei auf Kugellagern bewegliche Doppelhebelpaare 353/373 untergebracht, an deren beiden Enden, ebenfalls auf Kugellagern drehbare Pfannen 357 sitzen. Auf diese Pfannen der drei Umkehrhebelpaare wirken nun einerseits drei Stößel 361, die mit der anderen Seite auf die Stößel 362 drücken, anderseits drei Stößel 376 — nicht dargestellt —, die in den Pfannen 360 des Flansches 352 fußen.

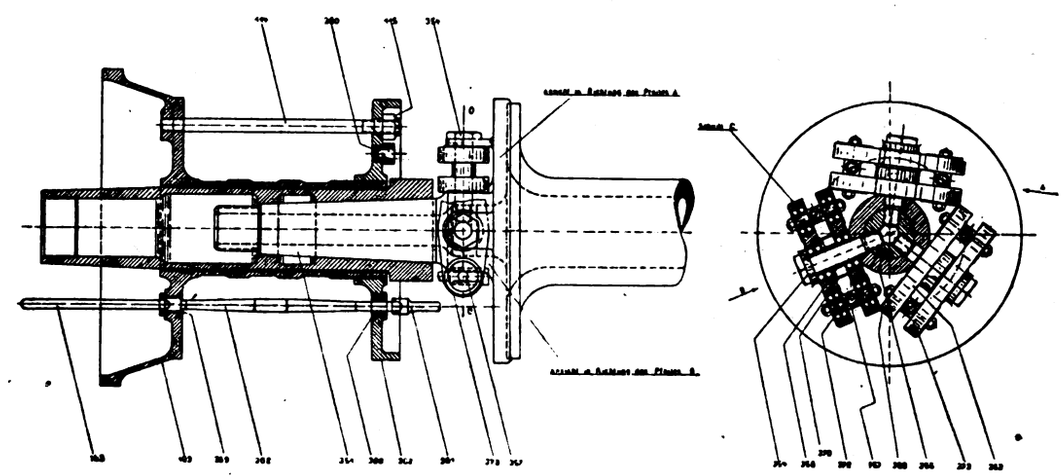


Abb. 16. Abb. 17.

Umkehrvorrichtung zur Meßnabe für Druckschrauben.

Die Meßnaben wurden ferner, wie Abb. 9 zeigt, auf dem Motorprüfstand aufgebaut und einem Probelauf unterzogen. Abb. 15 zeigt ein hierbei aufgenommenes Diagramm von Drehmoment und Zugkraft bei verschiedenen wechselnden Belastungen. Bei der mit einem x gezeichneten Stelle folgt der Zugkraftindikator nicht sofort dem Drehmoment, wahrscheinlich infolge eines durch die während des Versuches herrschende Kälte angefrorenen Wassertropfens. Das Diagramm zeigt gut, wie rasch und empfindlich die Aufzeichnungen den Belastungsänderungen folgt. Die Drehmomentkurve zeigt sogar noch die Drehimpulse der einzelnen Zylinder an. Bei Flugversuchen ist eine solche Empfindlichkeit nicht erwünscht. Man erhält durch Abdrosseln der Meßleitung eine dünngezeichnete Linie. Dies wurde zu Anfang der Drehmomentkurve während einer kurzen Zeit herbeigeführt (über dem ersten Q in Abb. 15).

Während der Versuche wurde außerdem ein auffallend geringer Ölverbrauch festgestellt, so daß vielfach nach erstmaliger Füllung des Ölzylinders ohne Luftflasche gearbeitet wurde. Der stündliche Verbrauch wurde zu etwa 0,3 l ermittelt, während bei der Konstruktion ein Verbrauch von 1 l zugrunde gelegt worden war.

Diese Feststellung ermöglicht nicht nur eine mehrstündige Flugdauer, sondern sie gestattet dem Beobachter auch bei Luftmangel nicht nur den normalen Betrieb aufrechtzuerhalten, sondern auch die Versuche fortzusetzen, da er in 1 min nur 1—2 Pumpenstöße zu machen hat.

Während der mehrtätigen Versuche, die durchweg in der offenen Halle bzw. im Freien ausgeführt werden mußten, arbeiteten

Die von einer Druckschraube erzeugten Kräfte wirken also der Reihe nach vom Flansch 352 ausgehend auf die Pfannen 360, Stößel 352, Umkehrhebel 353/373 mit Pfannen 357, Stößel 363, 362, 163 und damit auf die Meßdosenkolben 163.

Diese Umkehrvorrichtungen wurden gebaut, um die Meßnaben an das in Friedrichshafen gebaute Luftschiff Z. R. 3 anbauen zu können. Es sollen damit bei den Probefahrten verschiedene Versuche zur Ermittlung des Schiffswiderstandes vorgenommen werden.

Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereines Deutscher Ingenieure.

Am Montag, dem 5. Mai 1924, 5^{15} nachmittags, im Hörsaal 158, Hauptgebäude der Technischen Hochschule Berlin:

Vortrag von Professor Dr. W. Hort, Schwingungen von Stäben und Platten, 2. Teil.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen, Gäste willkommen.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [03] und laufende Nummer [01 usw.])

Flugzeuge. Das neue Rohrbach-Flugboot ganz aus Duralumin mit 2 Rolls-Royce-Eagle IX-Motoren über den stark V-förmigen Hochdeckertragflügeln, unter denen je ein mächtiger Benzinbehälter über großen Seitenschwimmern hängt, machte im November in Amager bei Kopenhagen seine ersten Flüge. Anlenkung und seitlich überragende Ausgleichlappen der Quersteuerung bemerkenswert.

Spannweite	29 m,
Länge	16,5 m,
Leergewicht	3,7 t,
Fluggewicht	5,7 t,
Höchstgeschwindigkeit	220 km/h,
Landegeschwindigkeit	110 km/h,
Steigt 3 km in	20 min
Gipfelhöhe	4,5 km
Flugdauer	8 h.

— A Rohrbach Flying-Boat; The Aeroplane *26*, Nr. 1 vom 2. Januar 1924, S. 18 bis 19 (2 Sp., 4 Lichtb. des Flugbootes). *E.* 40301.

Flugzeuge. Das Stahlwerk-Mark-Verkehrsflugzeug RV/23 für 4 Personen mit 100 PS-Mercedes-Motor ist wie der Rieseler-R III mit 30 PS-Haacke der Gothenburger Ausstellung und der ähnliche Zweisitzer R IV ein Schirmeindecker, dessen geteilter Flügel auf einem Stahlrohrfachwerk über dem Rumpf ruht. Die beiden Flügelseiten werden nahe ihren Enden durch lange Streben nach dem unteren Rumpfholm abgefangen, tragen also trotz der dicken Profile nicht frei. Rumpfquerschnitt rechteckig, vorne flacher Bugkühler. Bauabsicht war: Billigkeit, leichte Austauschbarkeit und Ausbesserung.

Rumpf aus Stahlrohren geschweißt, mit Drahtauskreuzung, hinten mit Stoff, vorne mit Aluminiumblech bekleidet. Verkleidung des 6-Zylinder-Motors, der auf Stahlrohrbock ruht, aus Aluminium, wie bei Autos abhebbar, gibt gute Zugänglichkeit. Brandspant trennt den Motorraum von der niedrigen, heizbaren Kabine für zwei Reisende nebeneinander; der dritte sitzt nahe dem Führer im offenen Raum dahinter, an den sich Gepäckbehälter reiht.

Flügel mit Holzholmen und -rippen, durch Entfernen von 8 Schnellverschlußschrauben rasch abnehmbar. Querruder von günstigem Seitenverhältnis; alle Ruder ausgeglichen. Leitwerk aus geschweißtem Stahlrohr mit Stoffbespannung.

Fallbenzinbehälter im Flügel, für 4 h bei Vollgas.

Länge	7,9 m,
Spannweite	14,25 m,
Tiefe	2,0 m
Fläche	27 m²,
Leergewicht	800 kg,
Zuladung (4 Personen, Betriebstoff und 110 kg Gepäck)	480 kg,
Fluggewicht	1280 kg,
Flächenbelastung	47,4 kg/m²,
Leistungsbelastung	12,8 kg/PS,
Flächenleistung	4,7 PS/m²,
Höchstgeschwindigkeit	150 km/h,
Steigt 1 km in	8 min.

Landegeschwindigkeit wird trotz des dicken Flügelschnittes ziemlich hoch sein. Als Mietflugzeug sehr wirtschaftlich! — — The Stahlwerk-Mark RV/23 Commercial Monoplane; Flight *16*, Nr. 786 (3) vom 17. Januar 1924, S. 31 bis 32 (3 Sp., 2 Lichtb., 1 Skizz. der 3 Ansichten). *E.* 40302.

Flugzeuge. Flugzeugbau in französischer Beleuchtung: Eine wichtige Flugzeugindustrie besitze nur Frankreich, England, Vereinigte Staaten und Deutschland, zu dem auch Fokker, der in Holland sitzt, und Dornier, der in der Schweiz und in Italien baut, gerechnet werden. Italien hatte den Flugzeugbau nahezu aufgegeben, beginnt aber jetzt von neuem.

Die französische Politik ging dahin, viele Flugzeuge in Betrieb zu halten, an Motoren neuer Bauart, wie 300 PS-Hispano-Suiza, 370 PS-Lorraine-Dietrich, 410 PS-Renault war hinreichender Vorrat. Daher wurden die Flugwerke verbessert durch

1. Verwenden von Aluminiumlegierungen,
2. günstige Strömungsformen, Leichtigkeit und Sicherheit,
3. »Studium mehrmotoriger Flugzeuge«.

In England dagegen entwickelte man neue Motoren größerer Leistung und Betriebsdauer, aber geringeren Gewichtes: 350 PS-Siddeley-Jaguar, 380 PS-Bristol-Jupiter, beide luftgekühlt, 450 PS-Napier-Lion und vor allem, für große einmotorige Flugzeuge, 1000 PS-Napier-Cub. Die Flugzeuge sind meist Holzdoppeldecker. Sonderstähle, auch für ganze Flügelbauten, werden verwendet, nicht aber Leichtmetalle.

Die Vereinigten Staaten von Amerika stellen große Mittel für neue Motoren, 500 PS-Curtiss D-12 (Schnelligkeitsrekord) und 700 PS-Wright, zur Verfügung. Versuchsanstalten liefern wertvolle Forschungen; Ganzmetallflugzeuge, auch aus Aluminium, das Amerika nächst Frankreich am meisten erzeugt, wurden hier gebaut. Vereinigung von Motor- und Flugzeugbau in derselben Firma ist vorbildlich, aber in Frankreich selten.

Deutschland »ist eingeschränkt und behindert in seinem Luftfahrzeugbau durch den Vertrag von Versailles«, baut daher größtenteils nur leichte Sport- und Verkehrsflugzeuge. Außerdem werden »Strömungsversuche in wahrer Größe« angestellt und Zubehörteile entwickelt. Dem dicken Flügel und dem Leichtmetallfachwerk, »die sie zuerst planmäßig verwendet« (auch 1910 erfunden! D. Ber.) haben, bleiben die Deutschen treu, bauen freitragende Eindecker, nur Fokker verwendet Holz im Flügel, Stahlrohr im Rumpf; Dornier nimmt für wichtige Tragwerkteile Sonderstahl.

Übersicht nach Flugzeugarten:

1. Verkehrsflugzeuge.

In Deutschland beiklappbare Flügel, austauschbares Fahr- und Schwimmgestell, wie der Heinkel-HE 3-Dreisitzer mit 80 PS-Siemensmotor, ein freitragender Tiefdecker, dessen Holme sich in Rumpfausschnitte legen, mit bemerkenswerter Verriegelung, und der Junkers-Dreisitzer.

In Frankreich zeigen Caudron-C 68 und Tampier (mit Hilfsmotor zur Straßenfahrt) beiklappbare Flügel, S. E. C. M.-Verkehrsflugzeug besonders leichte, gepreßte Duralumin-Rohrverbindungen.

In England und Amerika hat das Avro-Baby bei üblicher Bauart gute Ergebnisse. Handley Page hat einen Eindecker mit 4 Hilfsflügeln erprobt, bei dem die vorderen die Spalten öffnen, die hinteren zugleich als Querruder dienen. Bellancas »halb-freitragender« Eindecker hat auftrieberzeugende Streben (vgl. Schütte-Lanz 1917! D. Ber.), deren V-Stellung der Stabilität nützt, die jedoch schlechtes Seitenverhältnis und kleine Fläche haben. Der Elias-Stupar-»Doppel-Eindecker« hat getrennt freitragende Flügel und 80 PS-Rhône-Motor.

2. Rennflugzeuge.

Amerika hat mit dem Navy-Curtiss-Racer (Leutnant Williams) den Geschwindigkeitsrekord von 429 km/h über 3 km und 382 km/h über 200 km Flugstrecke geleistet. Dieser Einstieler-Zweiholmer-Doppeldecker ähnelt dem Spad-Herbemont XX von 1919. hat aber Flächenkühler, Reed-Luftschraube aus geschmiedetem Duralumin für 2300/min mit sehr dünnem Profil, die allerdings nicht bruchsicher ist, und geringes Motordrehmoment. Der Gloster-Doppeldecker ähnlicher Bauart, aber ohne jene Antriebsverbesserungen, hat mit dem Napier-Lion nur 310 km/h erzielt, er ähnelt dem Bamel.

In Frankreich hat Nieuport-Astra mit einem sehr schnittigen Eindecker mit überverdichtendem 300 PS-Hispanó, mehrholmigem Sperrholzflügel, verkleideter Achse und Flügelkühler nur 381 km/h erzielt. Leseurre-Gourdou und Salmson-Béchereau, haben beide Sternmotor; jener, mit Gnôme et Rhône-Jupiter, luftgekühlt, jeder Zylinder mit Verkleidung, die genügenden Luftumlauf mit geringem Widerstand vereinigen, mit Holzfachwerk, erreicht schätzungsweise 350 km/h; bei diesem trägt der 550 PS-Salmson an 0,6 m langer Welle die Schraube und kann daher windschnittig verkleidet werden. Die Flügel sind zum Fahrgestell verstrebt, die

Digitized by Google

Räder hängen in Gummi mit Stoßdämpfung nach Béchereau. Die S. I. M. B. baut einen freitragenden Bernard-Hubert-Renn-Eindecker mit einziehbarem Fahrgestell und überverdichtendem Lorraine-Dietrich.

3. Militär-Ein- und Zweisitzer.

Frankreich: Dewoitine-Einsitzer, Lioré-Olivier CAN 2 und Bréguet 19-Zweisitzer sind in leichter Aluminiumlegierung mit Nietung ausgeführt, jener als Eindecker, zum Rumpf verstrebt, Holme mit abnehmender Dicke, Metallhüllenrumpf; Lioré 8-Eindecker, größere Spannweite, beiderseits 2 Streben, eine zum Fahrgestell; Bréguet 19-Einstieler-Doppeldecker mit Verspannung nach dem Fahrgestell hat kleinen Widerstand und geringes Gewicht. Gepreßte Duraluminrohrbeschläge und Federung sind bemerkenswert.

Beim Dornier-Falke-Eindecker »ist alles der Aerodynamik geopfert«. Rücksicht auf Flugkunststücke zwang zum Verwenden von Sonderstahl für die Holme. »Trotzdem ist das Baugewicht beträchtlich höher und die Sicherheit mäßig, da (?!) drei Flugzeuge dieser Art in der Luft gebrochen sind, einer beim Wettbewerb in Madrid, der zweite in den Vereinigten Staaten unter General Mitchell, der dritte in der Schweiz.« Fokker-D 11-Eindecker und C IV-Zweisitzer sind als Doppeldecker mit hohem Holm und N-Stiel ausgeführt.

England und Amerika: Doppeldecker Bristol-Fighter, Siddeley-Siskin, Curtiss-Pursuit Ship. Schirmeindecker mit Verstrebung zum Fahrgestell Bristol-Bullfinch. Gutes Sicht- und Schußfeld als Kampfzweisitzer hat der Parnall-Possum-Dreidecker: Besatzung vor den Flügeln, Motor hinten, wirkt auf zwei seitliche Schrauben, ähnlich Moineau während des Krieges. Die französischen Kriegsflugzeuge haben 100 kg höhere Zuladung, aber bessere Flugleistung.

4. Verkehrsflugzeuge

mittlerer Größe: Die Deutschen legen mehr Wert auf Strömungsform, die Franzosen und Engländer auf Bequemlichkeit, Amerika auf den Nachtflug für Postzwecke.

Junkers-Tiefdecker-Limusine mit vielen Rohrholmen und Wellblechbekleidung; Fokker 3, der schwer zu starten ist, Fokker 4, der den Fernflug in Amerika machte, sind freitragende Eindecker; F 5 trägt als Doppeldecker 1450 kg bei 195 km/h, als Eindecker nach Abnehmen des Unterflügels 910 kg bei 190 km/h.

Caudron 91 mit 300 PS-Renault, üblicher Holmbau für 4 Reisende, 166 km/h, sehr brandsicher. Latécoère XIV für die Strecke Toulouse—Casablanca hat seh. dicke Flügelwurzel und 4 Rohrholme mit Verstrebung (Vorbild Junkers seit 1916! D. Ber.).

Die englischen DH-34 und Vickers-Vulcan, Doppeldecker, Rumpfhöhe gleich Flügelabstand, dieser mit gut gerundetem Rumpf und nur zwei Streben; Geschwindigkeit 170 km/h, Leistungsbelastung 6 bzw. über 7 kg/PS. DH-29 für 10 Reisende mit 450 PS-Napier, der erste bedeutende englische Eindecker. Handasyde-Eindecker für Australien hat besonderes Fahrgestell.

Amerika braucht Junkers- und Fokkerflugzeuge, für Nachtpostverkehr Glenn-Martin und Curtiss, mit geringer Landegeschwindigkeit, kräftigem Bau und guter Sicht, jener mit 200 PS-Wright für 325 kg Post steigt 2 km in 10 min, hat 170 km/h Höchstgeschwindigkeit und 60 km/h Landegeschwindigkeit, ist sehr wendig. Dieser für 180 PS-Curtiss trägt 226 kg Post, Landegeschwindigkeit 70 km/h.

5. Riesenflugzeuge.

Bis 1923 als Eindecker nur von Zeppelin-Staaken gebaut. Zwei Paar Motoren hintereinander bei Farman Bn-4 aus Holz, bei Schneider mit Stahlfachwerk, Bréguet XXII aus Duralumin. Blériot 115 mit 4 Motoren ähnelt dem Mammouth. 3 Motoren hat Potez (180 PS-Hispano-Suiza, 275 PS Lorraine-Dietrich, 300 PS Hispano und 380 PS Jupiter), Caudron C 61 und C 81. Am besten Farman-Eindecker 3 X mit 4 × 180 PS-Hispano-Suiza; Flügel oben am Rumpf, zwei Paar Streben, über deren Knoten je zwei Motoren auf einem Querträger liegen. Zuladung 1130 kg, Brennstoff 772 kg, Betriebsgeschwindigkeit 140 km/h.

England bevorzugt einmotorige Flugzeuge. Avro-Aldershot mit 1000 PS-Napier-Cub wurde für das Luftministerium gebaut und ist wenig bekannt. Vickers-Vangnard mit 2 × 450 PS-Napier trägt 25 Reisende, ähnelt dem Vimy.

Boulton and Paul-Bodmin ganz aus Stahl mit ausgeschnittenen Rohrholmen, die besonders gezogen und genietet sind. Die 450 PS-Napier-Motoren liegen leicht zugänglich hintereinander im Rumpf, einer treibt die beiden vorderen, der andere die beiden hinteren Schrauben. Deren Anordnung hintereinander und die Übertragung verschlechtern den Wirkungsgrad. Nutzlast 1,4 t, Geschwindigkeit am Boden 185 km/h.

Der Barling-Bomber-Dreidecker mit einem Rumpf und 6 × 400 PS-Liberty; Mittelflügel kleiner, was den Einbau der Motoren erleichtert und die Bauhöhe vermindert; beiderseits 2 Motoren hintereinander, der dritte, mit Zugschraube, unter dem Mittelflügel vor dem Stiel; Flügelfachwerk und Rumpfhülle aus Holz. 2,25 t Bomben; mit 4,5 t Zuladung 2 h flugfähig; Tragwerk noch zu schwer. — *P. Grimault*, La construction des avions en France et à l' Etranger; L' Aéronautique *5*, Nr. 55 vom Dezember 1923, S. 509 bis 516 (16 Sp., 6 Lichtb. von Flugzeugen, 5 Skizz. von Teilen). *E.* 40303.

Messen. Der Einfluß der Aufhängeorgane bei Windkanalmodellmessungen fälschte bei dem Eiffelschen Aufhängeverfahren die Ergebnisse sehr stark. Die Göttinger Aufhängung an 6 Stahldrähten von 0,3 bis 0,4 mm Durchm. mit 3 Gegendrähten von 0,2 mm Durchm. an dünnen Hakenösen ergibt viel geringere Störungen, im wesentlichen etwas verminderten Größtauftrieb. Das wurde durch Vergleichsmessungen mit verdoppelten Aufhängeorganen gezeigt. Versuche mit einfacher Aufhängung, aber doppelten Ösen, zeigten, daß nicht die Drähte, sondern die Ösen störten. Besonders kleine und gut zugeschärfte Häkchen ergeben aber keine Verbesserung mehr, so daß die Fälschung der Ergebnisse durch die Halteglieder (deren Eigenwiderstand selbstverständlich abgezogen werden muß) von der Größenordnung der Fehler ist. — *C. Wieselsberger*, Untersuchungen über den Einfluß der Aufhängungsorgane auf die Modellmessungen; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 2, S. 20 bis 22 (2 S., 2 Skizz., 1 Schaub., 4 Zahltaf.). *E.* 40304.

Strömung. Druckverteilung an Tragflügelprofilen wurde in kleinen Anbohrungen für die Mittelrippe von Ein- und Doppeldeckermodellen gemessen. Auf der Saugseite dicker Profile fällt der Unterdruck vom Größtwert nahe der Vorderkante viel langsamer ab als bei dünnen, deren Verteilungskurve daher weniger günstig ist.

Für Doppeldecker einer bestimmten Anordnung zweier gleichen Profile trägt, soweit die Druckverteilungsfläche für die ganze Spannweite maßgebend ist, bei einem Anstellwinkel von:

	— 6,0°	— 3,1°	— 0,2°	2,7°	5,6°	8,6°	11,5°
der Oberflügel	—72	34	41	46	49	53	51 vH,

der Unterflügel den Rest,

also im allgemeinen mehr. Für kleinere Anstellwinkel überwiegt also die Saugwirkung des Düsenkanals zwischen den Tragflügeln die bekannte Verschlechterung des Unterflügels und Verbesserung des Oberflügels durch die Zirkulation. — *C. Wieselsberger*, Messung der Druckverteilung an drei Eindeckerflächen und an einem Doppeldecker; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 6, S. 43 bis 53 (10 S., 4 Skizz., 46 Schaub., 11 Zahltaf.). *E.* 40305.

Strömung. Am unterteilten Profil lassen sich wenig höhere Größtauftriebe als bei gewöhnlichen Profilen erreichen. Bei kleinen und mittleren Auftriebszahlen ist der Profilwiderstand noch zu hoch, läßt sich aber durch Schließen des Spaltes oder durch Abschwenken des Hilfsflügels verringern (vgl. ZFM 1922 und 1923, Aufsätze von G. Lachmann und C. Wieselsberger). — *C. Wieselsberger*, Untersuchungen über Tragflügel mit unterteiltem Profil; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 8, S. 55 bis 64 (9½ S., 10 Schaub., 18 Zahltaf.). *E.* 40306.

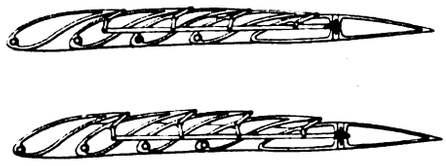
Strömung. Der Einfluß von Pfeilstellung und Verwindung wurde an Modellen mit 23° Pfeilstellung und 0°, — 4,5°, — 10° Verwindung durch Vergleichen mit einem rechteckigen Tragflügel derselben Spannweite und desselben Profils ermittelt. Der Größtauftrieb wird durch Verwinden und besonders durch den Pfeilwinkel stark vermindert, der kleinste Widerstand ist für nicht oder wenig verwundene Pfeilform etwas besser als für das Rechteck, für den stärkstverwundenen Flügel geht die Momentenkurve (Momentenbeiwert abhängig vom Auftriebsbeiwert, der Quotient aus beiden ist ungefähr gleich Druckpunktabstand von der Vorderkante im Verhältnis zur Flügeltiefe) durch den Anfangspunkt; ein solcher Eindecker wäre also statisch ausgeglichen. Für Doppeldecker sind die Momentenkurven nach rechts verschoben, der — 10° verwundene Flügel als Doppeldecker bedürfte also einer Schwanzflosse. — *C. Wieselsberger*, Messungen an Tragwerken mit Pfeilstellung und Verwindung; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 7, S. 53 bis 55 (2 S., 2 Skizz., 1 Schaub., 7 Zahltaf.). *E.* 40307.

Digitized by Google

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

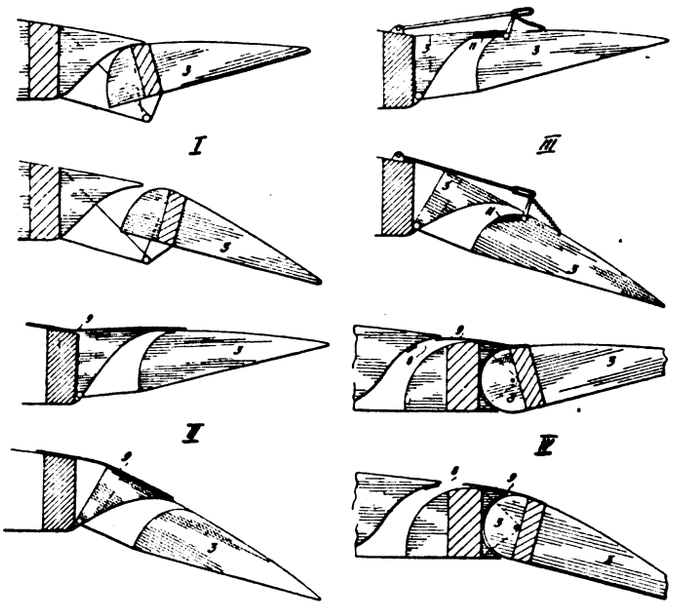
388 702/77 h, 5. Flugzeugtragdeck. F. Handley Page, Cricklewood (Engl.). B 17. 6. 21. V 17. 1. 24. Das Tragdeck ist in einzelne quer zur Flugrichtung liegende Flügel aufgeteilt, die voneinander getrennt



388 702.

sind und zwischen sich die Lachmann-Page-Schlitze bilden. Durch Verstellbarkeit der Flügel (Verdrehung, Verschiebung usw.) wird eine Veränderung der Kanalbreite ermöglicht, ebenso durch schwenkbare Klappen an den Einzelflügeln.

389 139/77 h, 5. Verwindungs-Vorr. f. Flugzeugtragflächen. Anm. wie zuvor. B 5. 11. 21. V 26. 1. 24. Betr. die Anwendung des Schlitzes bei Verwindungsklappen, dessen Durchgang beim Anheben der Klappe *3* durch gegenseitiges Verstellen der Kanalwände oder durch besondere Verschlußteile verringert oder geschlossen und durch Senken der Klappe *3* teilweise oder ganz geöffnet wird. Unsere Abb. zeigen 4 Ausführungsformen je in geschlossenem und geöffnetem Zustande. Bei I Regelung durch Verstellen der Kanalwände; bei II Schlitz in der Klappe *3*, Regelung durch Schieber *9*; bei III Regelung durch Klappe *11*; bei IV Schlitz in der Tragfläche, Regelung durch an der Klappe *3* befestigten Schieber *9* mit Öffnung *8*.



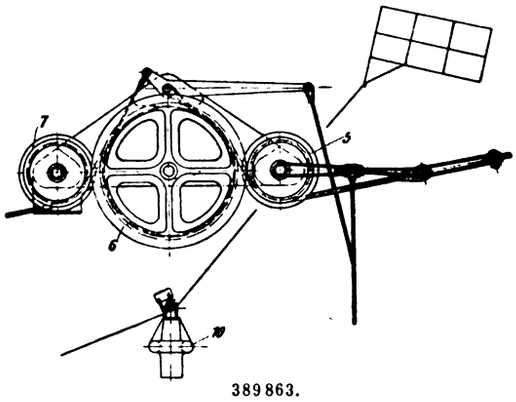
389 139.

390 220/77 h, 5. Flugzeug. J. Higginbottom, Liverpool. B 9. 11. 21. V 15. 2. 24. Das Flugzeug hat eine größere Anzahl treppenartig von vorn unten nach hinten oben angeordneter Tragflächen mit schwenkbaren Hinterkanten. Die Neuerung besteht darin, daß die schwenkbaren Hinterkanten der Zwischenflügel unabhängig von den schwenkbaren Hinterkanten der Hauptflügel oben und unten verstellt werden können.

390 221/77 h, 5. Vorr. z. selbsttätigen Quer- oder Längsstabilisierung von Flugzeugen. W. Wiegert, Lichterfelde. B 11. 6. 20. V 15. 2. 24. Kommunizierende Röhren mit Flüssigkeit (Quecksilber) schließen Stromkontakte bei Schräglagen. Neu ist, die komm. Röhren an einem drehbaren Rahmen zu befestigen, der zugleich mit der Ruderlegung eingestellt wird.

390 263/77 h, 2. Abschottung insbes. von Prallluftschiffen. Lustuv (Erf.: Dipl.-Ing. Naatz), Berlin. B 14. 4. 22. V 16. 2. 24. Die Abschottung besteht aus einzelnen zylindrisch gekrümmten Wänden, die in die Ballonwand im spitzen Winkel übergehen. Überströmöffnungen darin öffnen sich beim Strömen des Gases nur nach der hohlen Seite der Schottwand.

390 302/77 h, 2. Lose Feldverspannung für Starrluftschiffgerippe. Luftschiffbau Zeppelin. B 22. 8. 22. V 16. 2. 24. Die zur Begrenzung der Ausbauchung der Gaszellen bisher verwendeten Drahtnetze haben den Nachteil, daß sie die Gasdruck-Differenzen benachbarter Felder auf die Längsträger übertragen. Dieser und andere Nachteile werden dadurch vermieden, daß sämtliche Kräfte der Verspannung nur unmittelbar auf Knotenpunkte übertragen werden.



389 863.

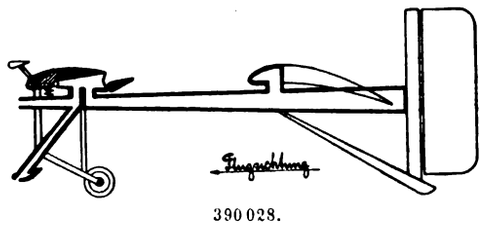
389 861/77 h, 5. Tragfläche o. dgl. mit Hohlräumen zur Aufnahme von Behältern. Soc. Ind. des Métaux et du Bois, Courneuve (Frkr.). B 24. 1. 23. V 9. 2. 24. Bezieht sich auf die konstruktive Ausbildung von Tragflügeln, in die ohne Festigkeitsminderung, Gewichtszunahme und Verschlechterung der Profilierung sollen Behälter eingesetzt werden können.

389 862/77 h, 5. Flugzeug. R. E. Ventress, Mobile (V. S. A.). B 25. 10. 21. V 9. 2. 24 Bezieht sich auf eine Verriegelung für eine mit Motor verschwenkbare Propellerwelle.

389 863/77 h, 14. Vorr. z. Herablassen von Lasten aus einem fliegenden Drachen. Sablatnig Flugzeugbau, Berlin. B 29. 12. 20. V 9. 2. 24. Das Fesselkabel wird in der Abrollvorrichtung durch eine Ablenkrolle *5* auf eine Bremstrommel *6* geführt, läuft dort mehrmals herum und wird durch die Rolle *7* wieder in normale Richtung umgelandet. Die Trommel *6* ist vom Korbe *10* aus zu bremsen.

389 864/77 h, 15. Schutzvorr. an Behältern f. nicht brennbare Flüssigkeiten. L. Breguet, Paris. In einen Mantelraum des Behälters werden mit Luft aufgeblasene Hohlkugeln aus dünnem elastischen Kautschuk von 5—10 mm Durchm. eingebracht und mit einer später erhärtenden Kautschuklösung übergossen. Die Hohlräume können auch anders hergestellt werden, z. B. aus Platten mit Aussparungen.

390 028/77 h, 5. Selbsttätige Einr. z. Erhaltung der Längsstabilität von Flugzeugen. F. Budig, Mockau. B 30. 1. 20. V 12. 2. 24. Bezieht sich auf Segelflugzeuge, die aus ungleichförmig bewegter Luft Auf- und Vortrieb entnehmen, indem bei jedem Pulsschlag des Windes die hinteren Flugzeugflächen schneller als die vorderen gehoben werden, um Vortrieb zu erhalten. Durch die Erfindung soll verhindert werden, daß der vordere Teil früher als der hintere gehoben wird. Bezgl. der Ausführungsform vgl. die Patentschrift.



390 028.

390 218/77 h, 5. Flugzeug mit einziehbaren Hilfstragdecken. Albatros Ges. Johannisthal. B 12. 4. 21. V 15. 2. 24. Die Hilfstragflächen, die eingezogen im Profil der Hauptfläche untergebracht sind und diesen zu einem Körper geringsten Luftwiderstandes ergänzen, nehmen in der Wirkungsstellung die Lage eines V-förmig angeordneten Unterdecks ein. Zur Verschiebung wird das äußere Ende am Hauptholm angelenkt, das innere Ende in Schienen am Rumpf geführt.

390 219/77 h, 5; Zus. zu 389 277. Hilfssteueranordnung. A. Flettner, Berlin. B 8. 11. 18. V 20. 2. 24. Wölbung der Hilfsruderfläche des Hauptpatents.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JUN 24 1924
Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

9. Heft | **München, 15. Mai 1924** | **15. Jahrgang**

„Schütte-Lanz-Sonderheft“

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

Von unserem weltbekannten, viermal preisgekrönten

50 Kleinsegler „Hol's der Teufel"

als Neuserie aufgelegt.

1200 Die Maschine **Goldmark,** die ersten 25 Stück Inlandspreis.

Die weiteren 25 Stück 1500 Goldmark. Lieferung ab Werk, Bestellungen werden gemäß Eingangstag der Reihe nach erledigt.

Modelle freifliegende, schwanzlose, D.R.P., Höchstleistung. Von 70 bis 300 cm Spannweite 10 bis 300 Goldmark.

Weltensegler-Gesellschaft m. b. H.

Drahtwort: Weltensegler **Baden-Baden Z** Drahtwort: Weltensegler

Goerz TRIEDER BINOCLES

auf der Reise der angenehmste Begleiter
auf dem Sportplatz der zuverlässigste Beobachter
auf der Jagd die unentbehrliche Unterstützung des Auges
im Theater eine unbedingte Notwendigkeit!

Zu beziehen durch die optischen Geschäfte • Katalog kostenfrei.

C. P. GOERZ A.-G., Berlin-Friedenau 203

Der **Mark-Eindecker** fliegt in

Oeynhausen · Warnemünde · Bückeburg · Heidelberg · Berlin · Breslau · Hannover · Münster · Magdeburg · Königsberg

Das Flugzeug für jedermann

30 PS Einsitzer
45 „ Zweisitzer

Erstklassige Fliegerschulen

Stahlwerk Mark Breslau A.-G.
Breslau, Teichstr. 21 — Tel. 9600-02

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D · R · P 222960

D · R · P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G · M · B · H FRANKFURT A · M

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

9. Heft 15. Mai 1924 15. Jahrgang

Leichtkonstruktion des Luftschiffbaus Schütte-Lanz.

Bearbeitet von Dipl.-Ing. Gentzcke, Ober-Ing. des Luftfahrzeugbaus Schütte-Lanz, Zeesen bei K.-Wusterhausen.

Inhaltsübersicht.

I. Baustoffe.
- A. Verwendungsart.
- B. Verbesserung.
- C. Bearbeitbarkeit.
- D. Festigkeitsverhältnisse.
- E. Gewicht und Gütegrade.

II. Die Metallkonstruktion.
- A. Träger.
  1. Vollwandige Bauteile.
  2. Aufgelöste Bauteile aus gestanzten Blechen.
  3. Aufgelöste Bauteile aus Einzelgurten und Bindeblechen.
  4. Träger aus Einzelgurten und Streben.
     a) Zweigurt-Träger.
     b) Drei- und Viergurt-Träger.
- B. Verbindungen.
  1. Verbindungsverfahren.
  2. Trägernietung.
  3. Stoßverbindungen.
  4. Knotenpunkte.

III. Die Sperrholzkonstruktion.
- A. Träger.
  1. Konstruktionsquerschnitte.
  2. Ausbildung der Träger.
- B. Verbindungen.

IV. Schlußbemerkung.

Die folgenden Ausführungen wurden durch die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt veranlaßt und fußen auf den innerhalb des Arbeitsbereichs des Luftschiffbaus Schütte-Lanz erworbenen Erfahrungen im Leichtbau. Sie haben den Zweck, zur Anwendung auf anderen Gebieten der Industrie anzuregen.

I. Baustoffe.

A. Verwendungsart der Baustoffe.

Für die Hauptbauteile kommt zurzeit als Baustoff hochwertiger Stahl, Duraluminium und Sperrholz in Frage. Das Tragwerk ist aus Gewichtsgründen in weitgehendstem Maße aufgelöst, d. h. der Baustoff wird möglichst nur um einzelne Linien zur Aufnahme rein axialer Kräfte in Form von Trägern und Zugdiagonalen, und weiter bei den Trägern selbst in Form von Gurten und Verstrebungen angehäuft. Das Sperrholz eignet sich nur für Träger und tragende Platten, nicht für Diagonalen; letztere werden am besten aus hochwertigem Stahldraht hergestellt, jedoch sind auch Duraluminium- und Stahlbänder anwendbar. Durch Kreuzung zweier Zugdiagonalen (aus Draht) innerhalb eines viereckigen Trägerrahmens vermeidet man die Aussteifung durch eine einzige starre Strebe und erreicht dadurch den Vorteil eines geringeren Gewichts, einfacher Anschlüsse an den Ecken der Rahmen und große Elastizität der Diagonalglieder, die bei der Formänderung des Gerippes ausschlaggebend wirkt. Einen Blick ins Innere des Gerippes mit Laufgang gibt Abb. 1 wieder. Weitere Abbildungen vgl. ZFM 1921, Heft 8. Zur Querversteifung des Gerippes dienen Querverspannungen und starre Aussteifungen, welche in gewissen Abständen an einzelnen in der äußeren Gerippeumgrenzung liegenden Ringen angreifen. Die Einzelträger dieser Ringe (genauer Polygone), die Längsträger und die zur Unterteilung der Abstände zwischen den verspannten Ringen eingefügten nicht verspannten Zwischenringe werden als Glieder eines räumlichen Fachwerks in erster Linie axial auf Druck und Zug und in zweiter Linie infolge besonderer Umstände auf Biegung beansprucht. Der im unteren Teil des Gerippes liegende Laufgang ist ein durchlaufendes Fachwerk ähnlich dem des Gerippes, dient zur Versteifung desselben, zur Aufnahme und Übertragung von Lasten (Betriebslasten) auf die verspannten Ringe und zum Verkehr, und hat Drei- oder Viereckquerschnitt (s. Abb. 1). Seine Träger werden ebenfalls axial und auf Biegung beansprucht. Die Ursachen der Biegung der Träger sind die durch Zellen und Hüllen vermittelten, auf die Knotenpunkte des Gerippes zu übertragenden Kräfte, Zusatzmomente infolge nicht gelenkiger Anschlüsse oder exzentrischen Kraftangriffs und Einzellasten (z. B. infolge Betretens).

Die Nebenbauteile werden aus Stahl, Dural, Messing, Kupfer, Aluminium und Elektron hergestellt, und zwar Nieten je nach dem entsprechenden Hauptbaustoff aus Stahl und Dural, bei Sperrholz in Form von Hohlnieten aus Messing (auch Alum., Dural.); Hohlniete in Dural- oder Stahlblechen als Augverstärkung aus Stahl; Knotenpunktsteile aus Dural und Stahlblech, einzelne Formstücke z. B. an Knotenpunkten aus Stahl, Dural und Aluminium, untergeordnete Teile, die für die Tragkonstruktion nicht lebenswichtig sind, auch aus Elektron.

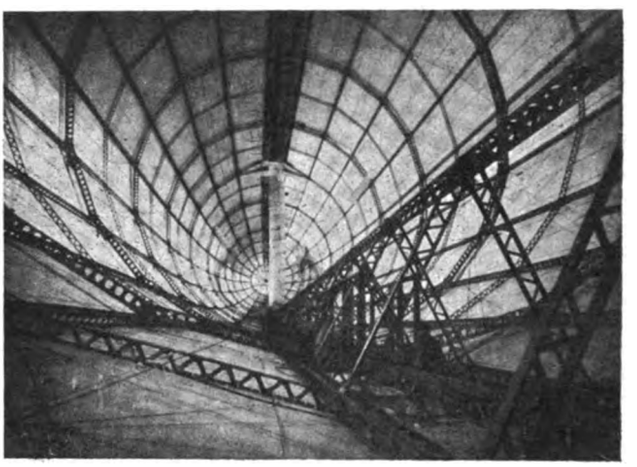


Abb. 1. Blick in das Luftschiffgerippe.

B. Verbesserung der Baustoffe.

Für den Leichtbau ist die Verwendung möglichst hochwertiger Baustoffe Bedingung. Ihr ursprünglicher Zustand, insbesondere der der Hauptstoffe Stahl, Dural und Holz ist erheblicher Verbesserungen fähig. Die Metalle werden bekanntlich durch Walzen, Ziehen, Hämmern usw. auf kaltem Wege verdichtet, das Gefüge von Stahl und Dural insbesondere durch Warmvergüten (Härten) umgewandelt. Diese Vergütung besteht im Erhitzen auf eine bestimmte Temperatur (Stahl 750 bis 900°, Dural ca. 500°) und im Abschrecken in Luft, Wasser oder Öl verschiedener Temperaturen mit dem Unterschied, daß bei Dural die Härtung sich erst ca. eine Stunde nach dem Abschrecken bemerkbar macht und auf 100 h und mehr erstreckt (Altern), so daß man gleich nach dem Erhitzen noch Formänderungen bequem vornehmen, z. B. verzogene Profilstangen geraderichten, Niete stauchen kann. Die bei der Härtung (auch bei späterer Bearbeitung) auftretende Sprödigkeit wird durch kurzes Anlassen (Stahl bei 100 bis 700°, Dural 100 bis 150°) beseitigt. Die Wirkungen der Verdichtung und Vergütung werden durch längeres oder kürzeres Glühen (Stahl 400 bis 950° Dural 230 bis 400°) ganz oder zum Teil aufgehoben, deshalb muß auch die Warmvergütung stets vor dem Kaltverdichten erfolgen. Bei den meisten Stahlsorten ist nur eines der beiden Verfahren anwendbar. Die sogenannten naturharten Stähle haben infolge gewisser Beimengungen z. B. vom Chrom, Nickel, Wolfram eine erhöhte Härte und Festigkeit, ähnlich das Duraluminium mit seinen Legierungsbestandteilen von Kupfer, Magnesium, Mangan und Silizium. Je mehr die Härte gesteigert wird, um so mehr sinkt die Dehnung und die Formbarkeit. In Zahlentafel E sind drei Beispiele für obige Behandlungsweise mitgeteilt, welche

Digitized by Google

die verschiedensten Eigenschaften ermöglicht (z. B. Zahlentafel *C*). Näheres über Leichtmetalle vgl. »Schiffbau« 1919/20, S. 556.

Allerdings ist zu bemerken, daß je schwieriger die Behandlung, insbesondere bei kleinen Wandstärken ist, um so größer auch der Anlaß zu Unregelmäßigkeiten und erhöhte Aufmerksamkeit erforderlich wird. Bleche werden etwa 0,5 bis 5 mm stark, Blechprofile 1 bis 5 mm stark, Stahlrohre 0,3 bis 1,5 mm, Duralrohre 0,5 bis 2 mm stark und Stahldraht bis 4 mm stark verwendet. Bei Stäben von 1 mm Wandstärke wurden auf 4 m Länge Festigkeitsunterschiede bis zu 3,5 vH und Abweichungen in der Wandstärke bis 13 vH festgestellt.

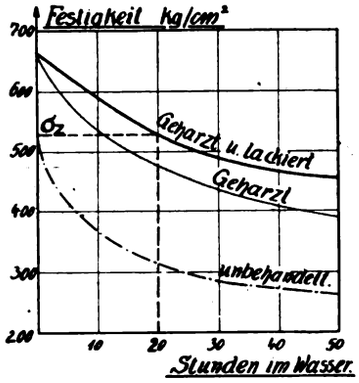


Abb. 2. Einfluß der Imprägnierverfahren auf die Festigkeit des Holzes.

Die Verbesserung des gewachsenen Holzes ist wegen zweier Nachteile geboten: Erstens sind die hellen ringförmigen Schichten gegenüber den dunklen sehr weich, nachgiebig uns spaltbar. Daraus folgt, daß die Zug- und Druckfestigkeit (Abb. 32a bis *c*) in der Querrichtung des Stammes verhältnismäßig klein ist, und zumal senkrecht zum Mittelschnitt (Abb. 34 *a*, *b*) größer als senkrecht zum Umfang. Für die Scherfestigkeit gilt das Umgekehrte. Dazu kommen die bekannten sonstigen Unregelmäßigkeiten des Wachstums (krumme Faser, Harzgallen, Fäulnisstellen). Zweitens hat das Holz die große Fähigkeit der Wasseraufnahme- und Abgabe, die sich im Quellen und Schwinden des Holzes äußert (Schwindmasse s. »Hütte« 22. Aufl. I., S. 720/21), so daß es sich bei unregelmäßiger Trocknung

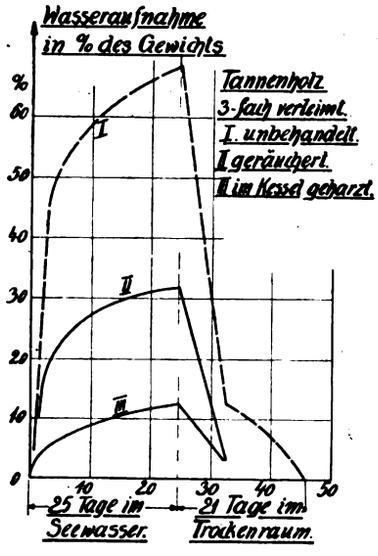


Abb. 3. Einfluß der Imprägnierverfahren auf den Feuchtigkeitsgehalt des Holzes.

oder Befeuchtung verzieht, wirft und infolge der dabei entstehenden Spannungen reißt, insbesondere innerhalb der weichen Zonen. Außerdem ist die Wasseraufnahme gleichbedeutend mit einer Gewichtszu- und Festigkeits-Abnahme.

Alle diese Nachteile machen sich naturgemäß bei kleinen Wandstärken, wie sie im Leichtbau Bedingung sind, besonders bemerkbar. Sie werden durch fachmännische Auswahl des Holzes und durch zwei Verfahren vermieden, nämlich die Verarbeitung zu Sperrholz und durch Imprägnierung. Sperrholz besteht aus dünnen 0,5 bis 2 mm starken mit gekreuzter Faserrichtung aufeinandergeleimten Furnieren (Abb. 33). Diese werden aus langen, breiten Bändern geschnitten, in welche die Baumstämme nach genügender Vorbereitung durch Abschälung mittels eines entsprechend langen Messers, d. h. durch Abwickeln, aufgelöst werden. Vor dem Abbinden des Leimes lassen sich die Sperrholzplatten in beliebige statisch zweckmäßige Formen pressen, da die einzelnen Lagen, besonders in feuchtem Zustande, leicht biegbar sind (Formen s. Abb. 35). Diese Formen bleiben nach dem Abbinden erhalten. Die Kreuzung der Furniere (Längs- und Querfurniere in Abb. 33) verhindert das Aufplatzen und verursacht eine starke gegenseitige Stützung der Fasern. Die Hauptkraftrichtung stimmt bei Zug und Druck mit der Richtung der Längsfurniere überein. Durch Anwendung verschiedener Holzarten, Furnierstärken usw. erzielt man verschiedene Wirkungen an Längs- und Querfestigkeit und an Abnutzbarkeit, z. B. bildet man das oberste Furnier eines begehbaren Trägers aus Hartholz (Buche, Esche).

Der Imprägnierungsprozeß erhält die günstigen Eigenschaften des Sperrholzes und hat außer den oben genannten Vorteilen noch den Zweck, den Leim wasserfest zu machen. Es zerfällt demgemäß in zwei Arten, das Harzen mit Paraffin und Räuchern mit Formaldehyd. Das Harzen erstreckt sich nur auf die Poren- und Faserwände, so daß die Poren nicht gefüllt, die Gewebe aber wasserdicht werden. Der Erfolg dieser Behandlung ist aus Abb. 2 und 3 ersichtlich. Ein guter Lackanstrich allein schützt gegen Luftfeuchtigkeit und verhindert eine Gewichtszunahme von mehr als 4 vH. Er erhöht außerdem die Festigkeit der Oberfläche (vgl. die Walzschicht bei den Metallen).

C. Bearbeitbarkeit.

Zur Formgebung eignen sich aus Festigkeitsgründen am besten die hochwertigen Bleche mit genügender Dehnung (Stahl 8 bis 13 vH, Dural 15 vH bei Krümmungshalbmessern vom 2- bis 3fachen der Blechstärke). Blechteile sind auf Abb. 4 und 22 dargestellt.

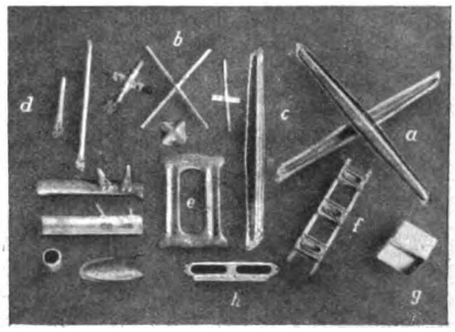


Abb. 4. Trägerteile:

a) Strebenkreuz aus Flachstreben
b) Strebenkreuz aus Rohren
c) Einfache Flachstrebe
d) Einfache Rohrstrebe
e) Bindeblech
f) Doppel-U-Strebe aus Blech
g) Querrahmen
h) Sprosse eines Laufträgers.

Die Krümmung der härteren Profile und Rohre verlangt Halbmesser von mindestens 20 bis 30 cm. Für Niete ist ein gut fließendes Material nötig, da beim Stauchen die Härte steigt und außerdem bei Dural der Vergütungsvorgang durch solche Bearbeitung gestört wird, falls sie unmittelbar nach dem Erhitzen erfolgen soll. Stahl verträgt das Biegen im allgemeinen besser als Dural, wie z. B. aus Versuchen mit Rohren gemäß Zahlentafel *F* hervorgeht. Geschmeidigkeitsproben erhält man durch das Biegeverfahren Abb. 31*c* und das Tiefdruckverfahren Abb. 31*b*. Die Bruchdehnung *D* im Verhältnis zur Festigkeit nach Zahlentafel *A*, *B* gibt nur einen Anhalt für die Beurteilung.

Bei komplizierten Formen kommen z. B. für Knotenpunktsteile aus dem vollen gearbeitete Stücke, Schmiede- und Gußstücke zur Anwendung, von denen jedoch die ersten teuer, die beiden anderen auch nach Vergütung verhältnismäßig schwer sind. Zudem ist einwandfrei schweiß- und schmiedbar nur weicher und mittlerer Stahl (nicht unter 0,7 mm Stärke) und das weiche, aber nicht genügend feste Aluminium, dagegen Dural, Hartalumin und Elektron nicht.

Der hochwertige Stahldraht (Zahlentafel A, B) wird zu Befestigungszwecken mit einem Halbmesser = der 2- bis 3fachen Stärke, allerdings unter 30 bis 50 vH Festigkeitsverlust gebogen, der Verlust aber insbesondere durch Umwickeln und Löten auf die Hälfte beschränkt.

Digitized by Google

Zum Hartlöten eignet sich wegen seiner hohen unschädlichen Anlaßtemperatur nur Stahl, nicht die Leichtmetalle (s. Kap. B). Das Weichlöten ist zu unverlässig mit Ausnahme des Falls der Drahtbefestigung (Ausfüllung der Zwischenräume der Drahtwindungen).

Im Gegensatz zu den Metallen ist das Sperrholz nach dem Abbinden des Leims keiner wesentlichen Formänderung mehr fähig, abgesehen von der Querschnittsveränderung durch Aufleimen von

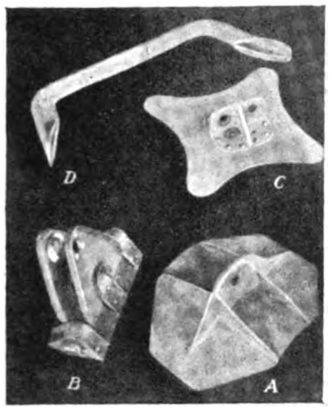


Abb. 5. Schweiß- und Schmiedestücke:
A, B aus Stahl
C aus Dural
D aus Aluminium.

Teilen, die etwa dem Löten entspricht, aber eine bequeme Anpassung an beliebige Formen zuläßt.

Die Bearbeitung durch Schneidewerkzeuge (Bohren, Fräsen, Stanzen) ist bei Sperrholz am einfachsten und billigsten, am teuersten bei hartem Stahl (Schneidwerkzeuge mit Diamanteinsatz), verhältnismäßig einfach bei den weniger harten Leichtmetallen. Die Härte wird durch die Kugeldruckprobe nach Abb. 31 *a* ermittelt. Stahl von $\sigma_z = 100$ läßt sich im Leichtbau noch wirtschaftlich bohren, also für Gurte genieteter Träger verwenden. Die Frage, ob noch besserer Stahl in Verbindung mit dem Löten oder Schweißen erfolgreich anwendbar ist, bleibt noch zu beantworten.

Bisher wurden die Metallträger genietet, und zwar nur die zu bohrenden und abzuschneidenden Gurte aus möglichst hartem Baustoff, die zu pressenden und zu biegenden Verstrebungsorgane aus einem biegsameren, dafür aber weniger harten und festen Baustoff gebildet. Dieser Umstand ist in den Zahlentafel A, B berücksichtigt.

D. Festigkeitsverhältnisse.

Die Anpassung des Baustoffes an die aufzunehmenden Druckkräfte ist die eigentliche Aufgabe der Ausbildung von Trägerteilen. Denn nicht die zu erzielende Zug- und Scherfestigkeit (σ_z und τ), sondern die Knickfestigkeit σ_k, welche mit wachsender Schlankheit $\frac{l}{i}$ des Stabes sinkt und von der Druckfestigkeit σ_d als Grenzfall ausgeht, erfordert eine besondere Formgebung. Dasselbe ist auch bei den auf Biegung beanspruchten profilierten Einzelstäben und aufgelösten Trägern der Fall. Im Trägerverband erfährt die Knickspannung σ_{k1} des gelenkig gelagerten Einzelstabes (gemessen zwischen zwei Stützpunkten) je nach der Wirksamkeit seiner Verbindungen, eine Erhöhung, zur Ermittelung der Knickspannung σ_{k0} des ganzen Trägers dagegen eine Verminderung, je nach dessen Schlankheit, Bauart und Befestigung, was in einfacher Weise die Tetmajer-Krohnschen Beziehungen zum Ausdruck bringen, nämlich:

$$\sigma k_0 = \sigma k_1 \cdot B \cdot C = \left(a - b \cdot \frac{l}{i} \cdot r_1\right) \cdot \left(1 - \frac{b}{a} \cdot \frac{L_0}{i_0} \cdot r_2\right) \cdot C.$$

Darin bedeutet l die Länge, i den Trägheitsradius des Einzelgurtstabes, Lo und io dasselbe für den Träger, a und b Baustoffkonstanten, C eine die Trägerbauart berücksichtigende Konstante, r_1 und r_2 Faktoren, in welchen die Befestigungsart des Einzelstabes und Trägers als Längenreduktion zum Ausdruck kommt. Bei den üblichen Trägern von etwa 5 m Länge schwankt r_1 zwischen 0,75 und 0,90, die Größe (B) · C zwischen 0,5 und 0,7. Die Gleichung findet sinngemäß auf 2 gedrückte Gurte bei gebogenen Trägern Anwendung. Für i_o ist stets der kleinste (in einer möglichen Knickrichtung liegende) Wert einzusetzen.

Für einen Träger aus Duralblech-Winkeln sind die Zusammenhänge obiger Gleichung beispielsweise in Abb. 6 dargestellt. Darin kommt der Einfluß der Schenkel-Höhe und -Stärke zur Geltung. Knickkurven verschiedener Baustoffe und Formen sind in Abb. 7 für Einzelstäbe, Festigkeitszahlen in Zahlentafel A, B, G, H wiedergegeben. Bei den Blechen ist Biegbarkeit, bei den Stahlprofilen der Zahlentafel B für Konstruktionsdaten Bohr- und Schneidbarkeit vorausgesetzt.

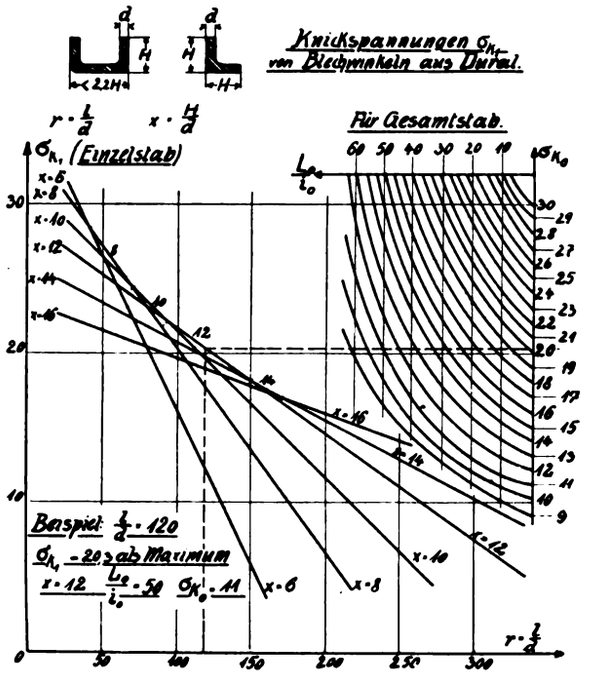


Abb. 6. Ermittlung der Knickspannung eines Trägers.

Während bei einer bestimmten Metallart die Festigkeitswerte nur wenig schwanken, wechseln sie bei ein und derselben Holzart ganz außerordentlich infolge der Eigentümlichkeiten des Wachstums. Zahlentafel G enthält Zahlenbereiche für gut gewachsenes Weich- und Hartholz. Die Stauchfestigkeit ist größer als die meist

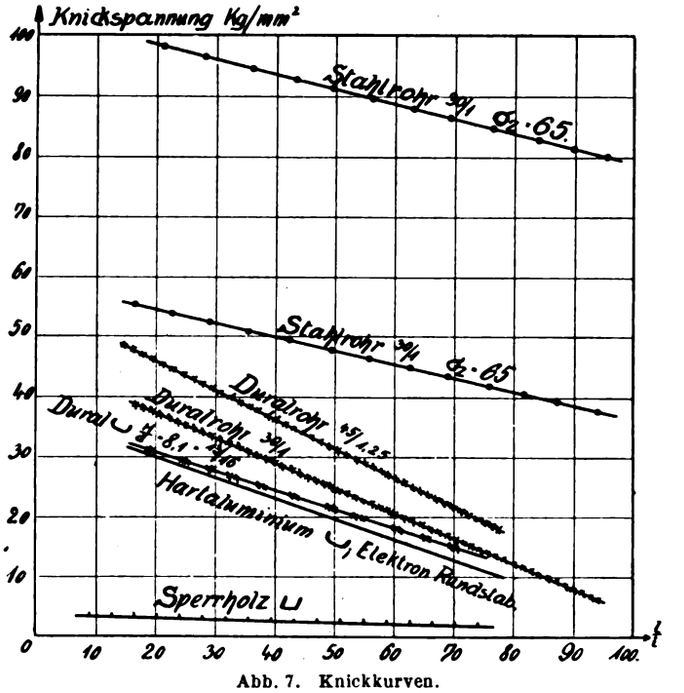


Abb. 7. Knickkurven.

angegebene Würfeldruckfestigkeit, wie sie auch in Zahlentafel H unter σ_w wiederkehrt, und tritt beim Biegevorgang als Biegungsfestigkeit σ_b in Erscheinung. Im Gegensatz zum Vollholz wird diese beim Sperrholz aber auch im Falle einer Druckbeanspruchung infolge Stützung der Fasern ausgenützt. So erklärt sich die Tatsache, daß das Sperrholz trotz Querschnittsverminderung durch das Querfurnier ungefähr die Würfeldruckfestigkeit des Vollholzes besitzt. Die Werte σ_w in Zahlentafel H sind als σ_d für Sperrholz noch etwas zu vergrößern; z. B. bei drei gleich starken Aspenholzfurnie-

Digitized by Google

ren etwa auf $^2/_3 \cdot \sigma_b = {}^2/_3 \cdot 550 \simeq 360$ kg/cm² (σ_z wird $= {}^2/_3 \cdot 800 \simeq 530$). Die durch die Formgebung dem Vollholz gegenüber erzielte Überlegenheit bekundet sich aus dem Vergleich der Knicklasten gleich langer und schwerer Sperr- und Vollholzstäbe nach Abb. 8. Im Luftschiffbau wurde das Aspenholz wegen seiner Gleichmäßigkeit, geringen Wasseraufnahme und seines verhältnismäßig geringen

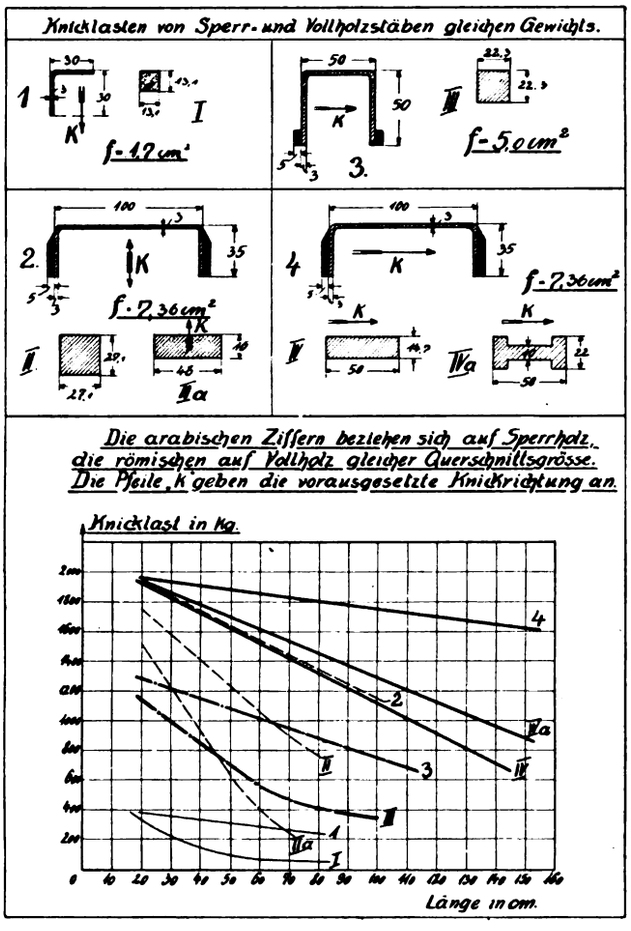


Abb. 8. Knicklasten gleich schwerer Sperr- und Vollholz-Stäbe.

spezifischen Gewichts bevorzugt. Die Daten hierfür sind mit denen vom Dural und Stahl in Zahlentafel B auf gleiche Stufe zu stellen und verhalten sich zu denen vom Duralblech etwa wie 1:9 bzw. 1:7,5.

Eine Elastizitätsgrenze ist bei Sperrholz, da labil, nicht ausgeprägt und schwer bestimmbar. Sie ist oberhalb $0{,}7 \cdot \sigma_d$ anzunehmen, ein Wert, der auch bei Stahl und Dural überschritten wird und etwa einer 1,5fachen Konstruktionssicherheit entsprechen würde. Jedoch bleiben kleine Formänderungen nach der Entlastung bei Holz zurück. Die Dehnung ist erheblich größer als bei den Metallen. Ein Träger z. B. nach Abb. 23 *E* von 2,28 m Länge bog sich bei Belastung mit 4 Einzellasten gleich ⅔ der Bruchlast um 77 mm elastisch durch. Die Streck- und Quetschgrenze liegt allgemein nicht weit von der Elastizitätsgrenze entfernt und bei den Metallen um so höher, je härter sie sind. Bei den harten Metallen und bei Sperrholz ist sie kaum feststellbar, weil sie mit der Bruchgrenze fast zusammenfällt. Träger aus solchem Material, insbesondere aus Sperrholz, brechen beim Versuch ohne vorherige Anzeichen des Bruchs plötzlich zusammen.

In der Ermüdung wurde zwischen Stahl, Dural und Sperrholz kein nennenswerter Unterschied bei Beanspruchung von 10 ÷ 15 vH unter der Elastizitätsgrenze bzw. mit 0,6 der Bruchfestigkeit beobachtet. Im Falle der Überanstrengung von Stäben gleicher statischer Festigkeit ist mittlerer Stahl den anderen Baustoffen überlegen (vgl. Zahlentafel F). Trockenes Holz verhält sich noch schlechter als Dural. Dauerversuche lassen sich unter möglichster Wahrung der Einbauverhältnisse z. B. nach Abb. 29/30 anstellen.

Die Festigkeitsverhältnisse werden durch äußere mechanische Einflüsse, wie Ritzen der Walzhaut bzw. äußeren Furnierschicht, und durch chemische Einwirkungen verschlechtert. Von letzterem interessiert hier nur die Oxydation an der Luft und der Einfluß der Feuchtigkeit. Stahl oxydiert stark, die umgewandelte Schicht ist nicht beständig. Elektron oxydiert ebenfalls stark und verbrennt in Form feiner Späne intensiv bei Anwesenheit von Feuchtigkeit und Berührung mit offenem Feuer. Alumin und Dural oxydieren an der Luft langsam, werden in Wasser gar nicht, in Seewasser nur wenig angegriffen, und ihre Oxydation ist beständig. Demgemäß sind Stahl und Elektron durch Beizen, guten Anstrich oder Metallüberzug zu schützen. Bei Alumin und Dural ist dies nicht unbedingt nötig. Die Zerstörung des Sperrholzes und Holzes in Feuchtigkeit wird, wie früher angegeben, durch Anstrich und Imprägnieren gehindert.

E. Gewicht und Gütegrade.

Ein geringes Konstruktionsgewicht, der Inbegriff des Leichtbaus, wird durch Anpassung des Baustoffs an die aufzunehmenden Kräfte (s. II. und III. Teil) erreicht. Die Beurteilung der einzelnen Baustoffe geschieht nach Gütegraden, die aus dem Verhältnis einer Belastungs- und einer Gewichtsgröße gebildet werden. Der Materialgütegrad ist $G_m = \sigma_z : \gamma$ bzw. $\sigma_d : \gamma$ = Festigkeit durch spez. Gewicht und gibt an, welche Festigkeit mit dem spezif. Gewicht 1 erreichbar ist (s. Zahlentafel D und J). Der Stabgütegrad $G_s = \sigma_k : \gamma$ = Knickfestigkeit durch spezif. Gewicht trägt der mit der Länge l veränderlichen Knickfestigkeit Rechnung. Er ist besonders wichtig und für mehrere Baustoffe und Baustoffarten in Kurven auf Abb. 9

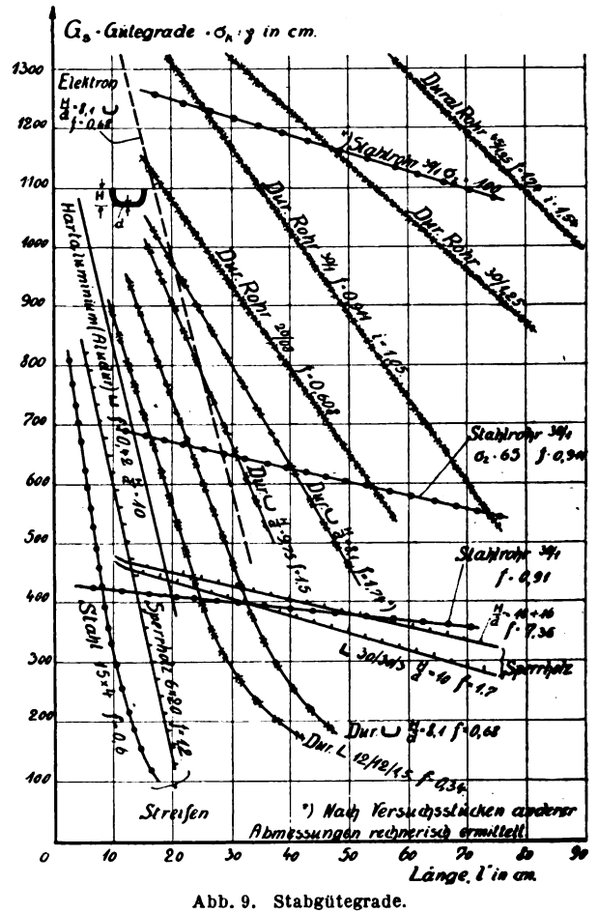


Abb. 9. Stabgütegrade.

dargestellt. Aus deren verschiedenen Verlauf ersieht man die Unzulänglichkeit von $G_m = \sigma_d : \gamma$. So erscheint nach G_m beurteilt, Stahl und Dural gleichwertig, Sperrholz kaum halbwertig, nach G_s dagegen beurteilt steigt die Güte von Stahl und Sperrholz mit wachsender Länge infolge der schwachen Neigung ihrer Kurven, z. B. wird der Gütegrad G_s eines Sperrholzwinkels von Querschnitt $f = 1{,}7$ cm² ebenso groß wie der des gleich schweren Winkels aus Duralblech günstiger Form vom Querschnitt $f = 0{,}34$ cm², sobald die gemeinsame Länge 24 cm erreicht. Darüber hinaus ist der Sperrholzquerschnitt überlegen. Ein mittleres Stahlrohr 30/1 von $\sigma_z = 65$ wird bei der Länge $l = 73$ cm einem gleichen Rohr aus Dural, ferner ein solches aus Stahl von $\sigma_z = 100$ bei einer Länge $l = 26$ cm einem gleichen Rohr aus Dural gleichwertig. Jedoch ist bei dem Stahlrohr die Knicklast im Verhältnis der spezif. Gewichte, nämlich etwa 2,8 mal größer als die des Durals, demgemäß eine Wandstärke auf $\frac{1}{2{,}8} = 0{,}36$ mm zu verringern (i und σ_k bleiben, da $i \sim$ ⅓

Digitized by Google

des Durchmessers annähernd gleich). Solche dünnwandigen Rohre sind herstellbar (s. Zahlentafel C). Durch eine ähnliche Reduktion für obigen Sperrholz- und Duralwinkel kommt man für diesen auf die zu geringe Wandstärke von etwa nur 0,30 mm. Daraus erklärt sich die Überlegenheit des Sperrholzes bei kleineren Kräften. Denn eine notwendige Erhöhung der reduzierten Wandstärke ist gleichbedeutend mit einer Erhöhung der Kraft.

Die Kurven zeigen ferner, daß Rohre mit Vorteil in größeren, offene Profile dagegen in kleineren Längen Verwendung finden. Der Einfluß der Querschnittsform geht z. B. aus dem Vergleich des Dural-Profil- und Rohrquerschnitts von gleichem Querschnitt = 1,74 cm² hervor (Abb. 9).

Zwei Stäbe verschiedener Länge l_1 und l_2 aber gleichen Gütegrades G_s lassen sich durch ähnliche Vergrößerung des kürzeren, wobei $\frac{l}{i}$, σ_k und G_s konstant bleiben, auf die Länge l_2 bringen, indem man seinen Querschnitt f_1 bzw. seine Knicklast mit $\left(\frac{l_2}{l_1}\right)^2$ multipliziert.

Diese Umrechnung zeigt, wie groß die Knicklast (bzw. die aufzunehmende Kraft) eines kürzeren Stabes wird, der die größere Länge eines Vergleichsstabes unter Konstanthaltung des gleichen Gütegrades erhält. — Ist die Knicklast P_{k2} gegeben und hat der betrachtete Stab einen Querschnitt f_1, eine Länge l_1 und eine Knicklast P_{k1}, so kann man diese unter Konstanthaltung seines Gütegrades gleich P_{k2} machen, indem man seinen Querschnitt und seine Länge ändert in

$$f_x = f_1 \cdot \frac{P_{k2}}{P_{k1}} \text{ bzw. } l_x = l_1 \cdot \sqrt{\frac{P_{k2}}{P_{k1}}}.$$

Mittels dieser Beziehungen lassen sich die Kurvenwerte nach verschiedenen Richtungen vergleichen.

Der Gütegrad G_s gestattet nur dann eine ausreichende Beurteilung, wenn die Trägerform (Knotenpunktsform), bei welcher der Einzelstab verwendet werden soll, einigermaßen bekannt ist. Die Form hängt aber in hohem Maße von dem Baustoff und der Baustoffart ab. Deshalb werden Gütegrade für Konstruktionen aufgestellt, nämlich G_k = Bruchlast dividiert durch das Gewicht der Längeneinheit z. B. eines laufenden m (evtl. auch = Bruchmoment durch Gewicht). Hierzu sind die günstigsten Abmessungen der Strebenteilung t und der Gurt- und Strebenquerschnitte für gegebene Länge, Höhe, Belastungsart und -größe, d. h. der kleinste für den Zweck mögliche Baustoff-Rauminhalt zu ermitteln. Das ist z. B. auf Abb. 10 für Rohrträger geschehen, wobei bestimmte Querschnitts-Ausmaße eingehalten sind. Hier liegt die günstigste Teilungszahl bei 13 (auf 5 m Länge), die einzelne Teilung beträgt also 38,5 cm. Das Verfahren wird für verschiedene Höhen wiederholt. Man kommt so leichter zum Ziel als durch Aufstellung von Gleichungen, die keine Kontinuität aufweisen können. Gütegrade von Trägern sind in den Zahlentafeln K, L, M, N enthalten, auf die später noch eingegangen wird. Zum Vergleich der Gütegrade zweier verschiedener Träger bringt man sie unter der Voraussetzung, daß die Querschnittsabmessungen nicht geändert werden, auf gleiche Länge. L_2 sei die größere, L_1 die kleinere Länge. Der neue Gütegrad des verkürzten Trägers wird z. B. $G_x = G_2 \cdot B_x : B_2$, worin B aus der Knickformel des vorigen Kapitels zu entnehmen und $L_x = L_1$ zu setzen ist. Näherungsweise setzt man $b:a$ für Dural = 1:100, für Sperrholz = 1:200 und $r_2 = 1$. Bei Biegungsträgern mit 2 gedrückten Gurten wird ungefähr $G_x = G_2 \cdot \frac{B_x}{B_2} \cdot \frac{L_2}{L_1}$ und bei solchen mit einem gedrückten Gurt $G_x = G_2 \cdot \frac{L_2}{L_1}$.

Ein Vergleich nach Gütegraden hat natürlich nur dann einen Wert, wenn es sich um nicht zu große Unterschiede der Metergewichte oder Knicklasten von Versuchsträgern handelt, die zum Vergleich einer dieser Größen konstruiert wurden. Bei zu großen Unterschieden erscheint der Träger mit dem größeren Gewicht bzw. mit der größeren Knicklast zu günstig, weil mit wachsendem Gewicht nicht nur der Querschnitt sondern auch die Festigkeit σ_k zunimmt und außerdem eine Änderung des Verhältnisses von Gurt- und Verstrebungsgewicht eintritt. So z. B. sind zwei Träger, deren Metergewichte

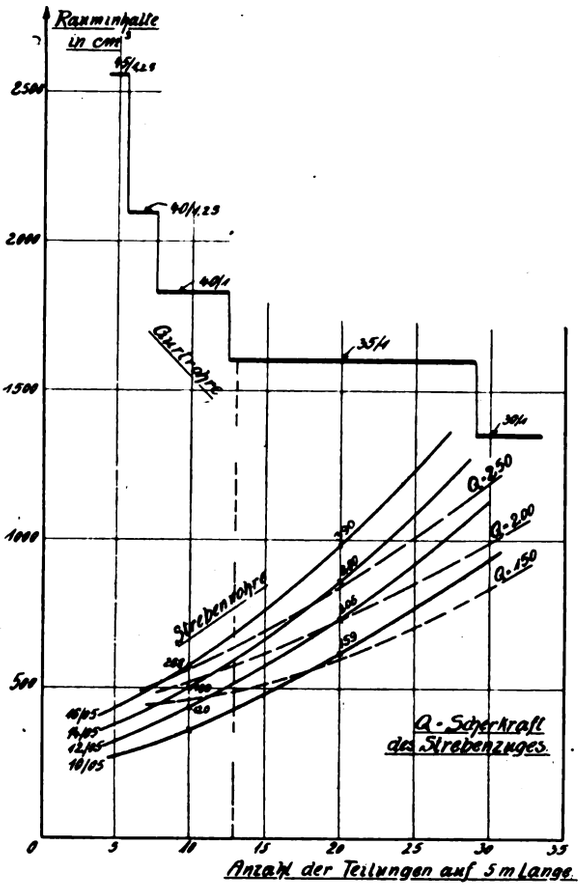


Abb. 10. Ermittlung der geringsten Baustoffmenge eines Trägers.

und Knicklasten sich je wie 1:2 verhalten, nicht ohne weiteres in obigem Sinne vergleichbar, wohl aber, wenn die Größen der einen Art nur um etwa 10 bis 30 vH voneinander abweichen und die der anderen Art beliebig sind.

Bemerkt sei, daß die angegebenen Gütegrade keine Ausnahmewerte darstellen.

Zahlentafel B. Konstruktionsdaten.

	Stahl				Dural		
	Blech	off. Prof.	Rohr	Draht	Blech	off. Prof.	Rohr
σ_z	80	100	100	160	40	42	45
σ_{str}	50	75	75	140	33	33	34
σ_d	70	100	100	—	33	38	40
D	15	10	10	3	15	10	8
τ Niete . .		50				24	

Zahlentafel A. Festigkeiten und Dehnungen von Metallen.
(σ in kg/mm².)

	Stahl				Dural			Aluminium		Elektron Profile Gewicht
	Blech	off. Profil	Rohr	Draht	Blech	off. Profil	Rohr	Guß	Hart	
Zerreißfestigkeit σ_z .	≤ 90	≤ 130	≤ 160	≤ 220	30 — 45	32 — 50	52 — 55	< 11	< 45	> 30
Streckgrenze σ_{str} . .	≤ 60	≤ 110	≤ 120	≤ 160	24 — 33	24 — 37	24 — 43	—	—	$\gtrsim 19$
Stauchfestigkeit σ_d .	≤ 80	≤ 130	≤ 160	—	30 — 42	30 — 43	33 — 50	≤ 11	≤ 33	≤ 35
Dehnung D	20 — 10	20 — 5	12 — 5	2 — 6	23 — 10	18 — 8	16 — 2	> 9	> 3	> 3
Scherfestigkeit τ . .	72 — 130				24 — 37			—	—	—
Elast. Grenze σ_e. . .	0,4 — 0,8 σ_z				24 — 36			—	—	—
Elast. Modul E . . .	$\sim 22\,000$				$\sim 7000 : 7500$			~ 6750	—	~ 4500

Digitized by Google

Zahlentafel C. Beispiele für Material-Arten.

I. Stahl.

	Zugfestigkeit σ_z [1])	Streckgrenze σ_{str}	Dehnung D
Luftgehärtetes Rohr 40/03	160	—	3
dto. nicht gehärtet	100	—	12
dto. nicht gehärtet	64	—	4
Stahlband 0,3—0,5 mm stark	130	120	5
U-Profil	80	50	12
Sog. Konstruktionsstahl	85	73	15
	120	90	10
	105	80	13

II. Dural.

	σ_z	σ_d	D
Rohr 30/1	46	38	12
» 30/1, 25	46	43	5
U-Profil	47	35	22
dto.	40	38	12

[1]) Von σ_d wenig verschieden.

Zahlentafel D. Spezifische Gewichte und Materialgütegrade G_m (in cm).

	Spezif. Gew. in g/cm³	Materialgütegrade nach den Höchstwerten der Zahlentafel A		nach Zahlentafel B und H	
		$G_1=\sigma_z:\gamma$	$G_2=\sigma_d:\gamma$	$G_1=\sigma_z:\gamma$	$G_2=\sigma_d:\gamma$
Stahlblech	—	1150	1000	1000	900
Stahlprofil u. Rohr	≈ 7,85	1600/2000	1600/2000	1300	1300
Stahldraht	—	2500	—	2000	—
Dural-Blech	—	1600	1500	1400	1200
» -Profil	≈ 2,8	1800	1600	1500	1300
» -Rohr	—	2000	1800	1600	1400
Gußalumin	2,65	400	400	—	—
Hartalumin Profil.	2,7	1700	1200	—	—
Elektron	1,8	1600	1900	—	—
Sperrholz (Aspe)	0,6	—	—	870	600
Tragender Querschnitt etwa 70 vH	0,5	—	—	1050	700

G = Gütegrad.
σ_z = Zugfestigkeit kg/cm².
σ_d = Druckfestigkeit kg/cm².
γ = spezifisches Gewicht in g/cm² oder kg/cm².

Zahlentafel E. Beispiele für Verbesserung von Metallen.

1. Duralblech gewalzt und vergütet.
   1. Probe erhitzt auf 350° und abgeschreckt im Wasser von 100°, sofort untersucht $\sigma_z = 33$ $D = 15$ vH
   2. Probe erhitzt auf 500° sonst wie vor $\sigma_z = 23$
   3. Probe erhitzt auf 500° und abgeschreckt im Wasser von 20°, nach 6 Tagen untersucht . . . $\sigma_z = 48{,}5$ $D = 21$ vH
   4. Probe erhitzt auf 460° und abgeschreckt im Wasser von 20°, nach 4 Tagen untersucht . . . $\sigma_z = 45$ $D = 22$ vH
      dto. in Luft gekühlt . . . $\sigma_z = 44$ $D = 21$ vH
2. Duralblech geglüht bei 400° . . . $\sigma_z = 27$ $D = 17$ vH
   1. Probe kalt gewalzt . . . $\sigma_z = 36$ $D = 2$ vH
   2. Probe bei 500° vergütet und nach 4 Tagen probiert . . . $\sigma_z = 42$ $D = 22$ vH
      dann kalt gewalzt . . . $\sigma_z = 53$ $D = 2$ vH
      dann geglüht bei 400° . . . $\sigma_z = 26$ $D = 16$ vH
      dasselbe wie vor nur statt Glühung eine 2. Vergütung bei 500° . . . $\sigma_z = 41$ $D = 20$ vH
3. Chromnickelstahl-Blech.
   im Anlieferungszustand . . . $\sigma_z = 79$ $D = 13$ vH
   nach Warmvergütung . . . $\sigma_z = 160$ $D = 2$ vH
   nach Anlassen bei 250° . . . $\sigma_z = 159$ $D = 6$ vH

Zahlentafel F. Biegeproben mit 20 mm breiten, aus Rohren herausgeschnittenen Streifen.

	Winkel	Abb. 31 c	Zahl der Biegungen	Bemerkungen
1. Stahlrohr 30/1	30°	I	27	$\sigma_d = 60$, $\sigma_z = 65$, D = 8 vH
	45°	I	22	
	30°	II	12	
	45°	II	10	
2. Duralrohr 30/1,25 Sorte A	30°	I	2	$\sigma_d = 44$, $\sigma_z = 51$, D = 5 vH
	45°	I	1,5	
	30°	II	1,5	
	45°	II	1	
3. Duralrohr 30/1 Sorte B	30°	I	6	$\sigma_d = 38$, $\sigma_z = 49$, D = 13 vH
	45°	I	3,5	
	30°	II	3,5	
	45°	II	3	

Zahlentafel G. Festigkeitszahl in kg/cm² für gut gewachsenes Vollholz.

Für die weicheren Hölzer (Nadelholz, Aspe) gilt überwiegend der untere, für härtere Hölzer (Esche, Buche, Akazie) der obere Bereich.

Parallel zur Faser $\sigma_d = 360$ bis 750 kg/cm².
$\sigma_z = 1{,}2$ bis $1{,}5\,\sigma_d$.
$\tau = 1/8$ bis $1/6\,\sigma_d$.
Quer zur Faser $\sigma_d = 1/10$ bis $1/4\,\sigma_d$.
$\tau = 0{,}3$ bis $0{,}5\,\sigma_d$.

Zahlentafel H. Festigkeitsmittelwerte in kg auf 1 cm² bei 15 ÷ 25 vH Feuchtigkeitsgehalt (15 vH = lufttrocken).

Festigkeitsarten	zur Faserrichtung	Eiche	Buche	Esche	Ulme	Tallow	Lärche	Kiefer	Fichte	Tanne	Aspe
Zug σ_z	//	1000	1300	1300	1000	1100	1100	800	750	800	800
Druck[1]) σ_w	//	360	300	500	400	630	450	280	270	300	320
Scherung τ	//	80	80	60	60	100	70	40—60	40—70	60	50
Biegung[2]) σ_b	//	600	670	850	850	1 000	600	420	430	550	550

// bedeutet parallel zur Faserrichtung.
[1]) σ_w = Würfelfestigkeit $< \sigma_d$.
[2]) σ_b = Stauchfestigkeit bei Stützung der Fasern und maßgebend bei Sperrholz.

Zahlentafel I. Raumgewichte für Vollholz und Materialgütegrade G_m.
(Die Zahlen in Klammern gelten für Sperrholz.)

	Raumgewichte[1]) lufttrocken 10 vH Feuchtigk. Mittelwert γ_1	gedarrt 110° Mittelwert γ_2	$\gamma_1 - \gamma_2$	Gütegrade[1]) G_m in cm $= \frac{\sigma_z}{\gamma^1}$ (10 vH Feuchtigkeit)	G_m in cm $= \frac{\sigma_d}{\gamma^1}$ (10 vH Feuchtigkeit)
Ahorn	0,67	0,63	—	—	—
Birke	0,64	0,61	—	—	—
Eiche	0,86	0,66	0,20	1160	420
Erle	0,53	0,43	—	—	—
Esche	0,75	0,62	0,13	1740	670 (725)
Fichte	0,47	0,44	0,03	1600 (1050)	530 (600)
Kiefer	0,52	0,51	0,01	1540 (1000)	560 (530)
Lärche	0,62	0,46	0,16	1780 (1150)	725 (630)
Linde	0,46	0,42	—	—	—
Pappel	0,45	0,37	—	—	—
Aspe	0,48	0,40	0,08	1670 (1100)	625 (725)
Pitchpine	0,70	—	—	—	—
Rotbuche	0,74	0,57	—	—	—
Ulme	0,69	0,52	0,17	1450	580
Weißbuche	0,72	—	—	1800	420
Weißtanne	0,48	—	—	1670	621

[1]) Bei Sperrholz ist das Raumgewicht und die Stauchfestigkeit größer als bei Vollholz.

Digitized by Google

II. Die Metallkonstruktion.

A. Träger.

Die folgenden Ausführungen erstrecken sich auf Duralumin-Träger, gelten aber sinngemäß auch für Träger aus Stahl und anderen Metallen.

1. Vollwandige Bauteile.

Vollwandige Bauteile (s. Abb. 37) können aus Gewichtsgründen nur bei verhältnismäßig kleinen freien Längen Verwendung finden. Bei größeren, nicht unterteilten Längen würde der Baustoffaufwand viel zu groß sein. Daher beschränkt sich ihre Verwendung fast ausschließlich auf die aufgelösten Träger. Fabrikatorisch unterscheidet man folgende Arten (s. Abb. 37):

1. Offene und gewalzte Profile (Reihe I),
2. dieselben warm gepreßt in dem Fall, daß sich der Querschnitt mit der Länge des Stabes ändert (z. B. Übergang von Nr. *g* in Nr. *c* der Reihe I),
3. offene aus dem vollen warm gezogene Profile (Reihe I u. II),
4. geschlossene aus dem vollen warm gezogene Profile (Reihe III),
5. aus Blech durch Biegen auf kaltem Wege hergestellte Profile (Reihe I u. II),
6. aus Blech durch Walzen auf kaltem Wege hergestellte Profile (Reihe I),
7. aus Blech durch Pressen auf kaltem Wege hergestellte Profile (Reihe I),
8. offene aus Blech kalt gezogene Profile (Reihe I u. II).

Die warm hergestellten Stäbe sind noch zu vergüten und kalt zu verdichten. Die aus vergütetem und gewalztem Blech hergestellten Stäbe werden durch das die Formgebung bewirkende Verfahren einer weiteren Verdichtung unterzogen und deshalb auch bevorzugt. Bei dünneren Blechen wird die Formgebung kleinerer Stücke durch einfaches Umbiegen und Pressen in Formen bewerkstelligt, ein Vorteil, der gestattet jederzeit beliebige Profile in einfacher und nicht zeitraubender Weise werkstattmäßig herzustellen (insbesondere als Verbindungsteile s. Abb. 22). Zu geschlossenen Profilen lassen sich Bleche verwenden, indem man sie nietet, schweißt oder lötet. Das Walzen oder Pressen aus dem kalten oder warmen Zustande läßt sich nicht anwenden bei den Rohren und offenen Profilen mit konvergierenden Schenkeln oder Schenkelansätzen (Reihe II). Sie müssen gezogen werden.

Demnach sind enthalten in: Reihe I walzbare, offene Profile, die auch gezogen, gebogen oder gepreßt werden können. Reihe II ziehbare, offene Profile, die auch kalt gebogen werden können. Reihe III nur ziehbare, geschlossene Profile. Reihe IV stellen Profile dar, die aus anderen durch Nieten zusammengesetzt sind. Außer den angegebenen Beispielen sind eine Menge Zwischenstufen möglich. Die konvergierenden Schenkel der Profile in Reihe II befördern nur dann die Knickfestigkeit, wenn sie in gewissen Abständen gegeneinander abgesteift sind.

Bei größeren Querschnittsausmaßen würde für Vollwandträger eine ganz erhebliche Wandstärke anzuwenden sein, um die gegenseitige Abstützung der Einzelteile gegen Ausknicken zu gewährleisten, insbesondere bei offenen Profilen. Allenfalls wären dünnwandige Rohre größeren Durchmessers (z. B. 20 cm) mit Quersteifungswänden möglich, eine Anordnung, wie sie die Natur im Bambusrohr geschaffen hat. Aber auch in dem Falle ist es zweckmäßig, den Querschnitt durch Aufnieten von Profilen oder durch wellenförmige Formgebung gurtartig zu verstärken und die Rohrwandungen mit (gebördelten) Löchern zu versehen.

Demgegenüber ergibt die Anhäufung des Baustoffes um einzelne wenige zweckmäßige Achsen eine viel bessere Materialausnutzung, wenn man die so entstehenden Einzelstäbe steif ausbildet. Fabrikatorisch erreicht man das 1. durch Verbindung gelochter Bleche miteinander, 2. durch Verbindung einzelner Gurte mittels Bindeblechen oder 3. durch Verbindung einzelner Gurte mittels Streben.

Die so entstehenden Bauteile werden im folgenden behandelt:

2. Aufgelöste Bauteile aus gestanzten Blechen.

Diese Bauteile kann man durch Stanzen der Vollwandprofile der Abb. 37 oder durch Stanzen ebener Bleche mit nachfolgender formgerechter Biegung und gegenseitiger Verbindung erzeugen. Der letztere Weg ist der gebräuchlichere. Die prinzipielle Form einer Trägerwand ist die der Abb. 38. Das Stanzen der Wände bietet den nicht hoch genug zu veranschlagenden Vorteil, daß man die Stanzlöcher gleichzeitig mit einem gebördelten Rande *c* versehen kann. Das bedeutet die Wahl eines gebördelten Winkels als Gurt *a* und eines U-Profils als Steg *b*, zwei Profile, die sich gegenseitig stützen. Wegen iherer größeren Härte lassen sich die gestanzten hochwertigen Rohre nicht bördeln. Es ergeben sich folgende Profile der Abb. 43: Das gestanzte ungebördelte Rohr ovalen oder rechteckigen Querschnitts (1—3). Die Festigkeit ist wegen Fehlens der Bördelung und mangelhafter Stützung der Gurte verhältnismäßig gering. Das gelochte Ovalrohr bietet bei Beanspruchung in seiner großen Achse Vorteile, jedoch ist ein rechteckiger Querschnitt vorzuziehen, wenn es sich um Biegungskräfte handelt.

Die weiteren Figuren beziehen sich auf gestanzte Bleche (Abb. 43, Nr. 4 bis 15). Nr. 4 ist wenig fest und gewinnt erst in der Doppelausführung Nr. 5 zweier aufeinander genieteter Bleche (besonders als Knotenpunktswände) Bedeutung (T-Querschnitt). Nr. 7 und 8 sind aus einem Stück gebogen und durch Überlappungsnietung (nach Maßgabe der Abb. 41*a*) verbunden. Nr. 6 und 9 zeigen einen zweiteiligen, Nr. 10 und 11 einen vierteiligen Querschnitt, Nr. 12 einen Querschnitt mit Bindeblechen (16). Die kastenförmigen Querschnitte 6, 7 und 9 bis 12 sind bei größeren Ausmaßen in den Ecken nur steif genug bei verhältnismäßig großen Wandstärken, da ohne diese die Rechteckform leicht in die eines schiefwinkligen Paralellogramms übergeht, ein Nachteil, unter dem Nr. 8 nicht zu leiden hat. Zur Behebung desselben dient z. B. die Anordnung 13 eines vierteiligen Querschnittes, bei dem sich die Winkelgurte ganz übergreifen. Die Gesamtstärke der Gurte wird dadurch groß, aber die der Stege klein; die Bördelung macht weniger Schwierigkeiten, und man kann das richtige Verhältnis der Steg- und Gurtstärke annähernd treffen. Dafür ist größere Nietarbeit nötig, die aber nur ins Gewicht fällt, wenn sie mit der Hand geschieht. Eine weitere Möglichkeit der Versteifung besteht nach Nr. 15 durch Einsetzen von Querwänden, die ein erhebliches Mehrgewicht erfordern. Nr. 6 bedeutet einen zweiteiligen Querschnitt mit Löchern in nur zwei Ebenen und ist aus zwei Querschnitten 4 zusammengesetzt, ist breiter als hoch und daher auf engere Stützung in senkrechter als in wagerechter Richtung angewiesen. Alle diese Träger mit drei- und viereckigem Querschnitt eignen sich zunächst als Knickträger. Ihre Stege können dabei wegen der geringen Scherkräfte klein bemessen sein. Bei Biegungsträgern der Art werden durch größere Scherkräfte neben stärkeren Stegen (die Momente und Scherkräfte erhalten) auch große Deformationen bedingt. Der Träger ist also sehr nachgiebig und erleidet schon bei kleineren Biegelasten große elastische Durchbiegungen, ein Verhalten, das unter Umständen sehr erwünscht ist. Ist dies nicht der Fall und sind die Scherkräfte zu groß, so sind die Bleche nach Abb. 40 in Form gekreuzter Strebenzüge mit Bördelung zu stanzen. Die Kreuzung bewirkt eine Unterteilung der Gurt- und Verstrebungslängen und daher eine größere Knickfestigkeit.

Alle diese aus gestanzten Blechen hergestellten Träger haben den Nachteil größeren Materialverschnitts.

3. Aufgelöste Bauteile aus Einzelgurten und Bindeblechen.

Bei diesen wird der große Materialverschnitt der Bauteile des vorigen Absatzes vermieden (s. Abb. 39 und 44). Die Trennung zwischen Gurt- und Querverbindungsteilen bietet außerdem den großen Vorteil, daß man als Gurte die hochwertigen gewalzten oder gezogenen Profile und zur Verstrebung die biegsamen Bleche geringerer Festigkeit und Stärke verwenden kann. Die Querverbindungen werden als steife Rahmen aus einem Blech gebogen, als Querwände oder als einzelne Bindebleche gestanzt. Der steife Rahmen besteht entweder aus einem u-förmig gebördelten und an einer Stelle zusammengenieteten verhältnismäßig breiten Blech nach Abb. 44, 1, 2 und Abb. 42 g oder aus einem winkelförmigen Blech nach Abb. 44, 3, dessen einer Schenkel an den Ecken unterbrochen und mit dem anderen nach Umbiegung durch Überlappung vernietet ist. Die Querwände in Abb. 44, 4 werden nach Abb. 43, 4 oder besser Nr. 5 hergestellt. Die Auflösung der Querverstrebung in einzelne Bindebleche ist aus Abb. 44, 5 bis 8 zu ersehen. Die Rahmen in 1 sind sehr leicht und von guter Wirkung, insbesondere da sie bei enger Folge und größerer Breite (s. Abb. 11) eine gute Einspannung der Gurte und damit eine größere Längs- und Quersteifigkeit erzeugen, wie durch Abb. 42 erläutert. Die Formänderung des Trägers ist immerhin erheblich, besonders bei größeren Längen und größerer Querkraft. Bei ausreichender Breite bringt das Lochen und Bördeln der freien Rahmenwände eine Gewichtsverminderung

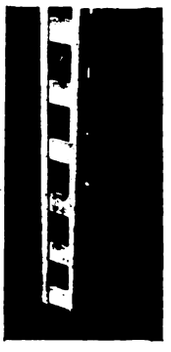


Abb. 11. Träger mit Querrahmen.

Digitized by Google

und Steifigkeitserhöhung. Der Rahmen nach Abb. 44, 3 ist bei u-förmigem Querschnitt erheblich wirksamer als bei winkeligem. Die Querwand nach 4 findet besonders Anwendung an Punkten, wo größere Scherkräfte eingeleitet werden (z. B. auch bei Knotenpunkten) und erfordert größeres Gewicht.

Besteht die Verbindung der Gurte aus einzelnen Bindeblechen nach Abb. 44, 5 bis 8, und Abb. 12, so müssen zur Erzie-

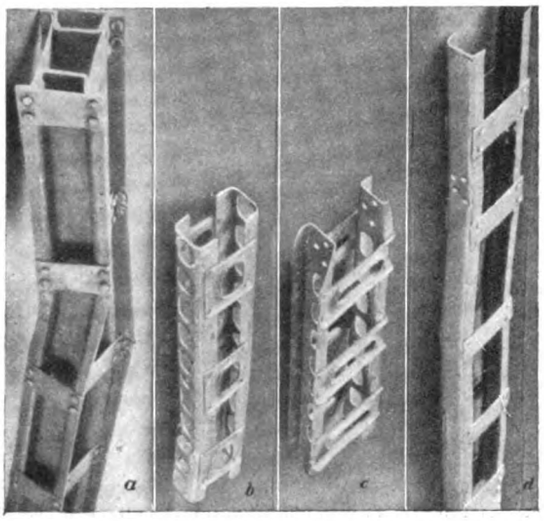


Abb. 12. Bindeblech-Träger.

lung genügender Quersteifigkeit die Gurte selbst steif sein und die Bördelungen der Bindebleche bis auf die Schenkel der Gurte reichen. Abb. 41 b stellt ein solches gelochtes und gebördeltes Blech dar. Bei geringen Abmessungen lohnt sich das Lochen nicht (Abb. 44, 7 bis 8). Bestehen die Gurte aus Rohren, so ergeben sich in Abb. 44 als Abarten der Nr. 1 und 2 die Nr. 9 und 10; als Abarten der Nr. 3 die Nr. 11 und 12, wobei die steife Eckverbindung durch besondere Winkel oder besondere Bördelung geleistet wird. Abarten der Nr. 4 sind die Nr. 14 und 15 und eine Abart von 5, 6 ist Nr. 13.

Für den Entwurf der in diesem und im vorigen Kapitel behandelten Träger bedient man sich der Kurventafeln nach Art der Abb. 6. Hier ist auf der rechten Seite eine Kurvenschar für Schwerpunktsspannungen des Trägers σ_{k0} in Abhängigkeit vom Verhältnis $L_0 : i_0$ und den Spannungen σ_{k1} des Einzelgurtstabes aufgetragen. Diese σ_{k1} ergeben sich aus der linken Kurvenschar unter Berücksichtigung der durch die einhüllende Kurve gegebenen günstigsten Werte für $H:d$ und $l:d$. Bei gegebenen σ_{k0} kann man $L_0 : i_0$ wählen und findet über σ_{k1} das günstigste $l:d$ und $H:d$, natürlich unter Berücksichtigung der Ausbildung, wie früher angegeben. Bei quadratischen Trägern (mit zweiseitiger Festigkeit) ist unter Berücksichtigung der Abb. 38 und 39 die Teilung t etwa 1,1—1,5 H, bei rechteckigen Trägern (einseitiger Festigkeit) steigt sie bis auf 2,5 H (z. B. bei Abb. 44, 7 bis 8).

Der Anteil des Gewichts der Querverbindungen ist je nach der Querkraft 0,25 ÷ 0,40 des Gesamtgewichts. Bei Knickträgern nach Abb. 4 kann die Wandstärke der Querverbindungen etwa ein Drittel der Gurtstärke betragen.

Alle die besprochenen Träger mit aus Viereckrahmen gebildeten Seitenwänden sind für Übertragung größerer Querkräfte und für größere Längen (etwa 3 bis 5 m) weniger geeignet. So z. B. hält der Träger der Abb. 11 aus Duralblech nach Zahlentafel K 2 und 2a bei 1,2 m Länge, 7 cm Höhe und 1,5 mm Gurtstärke eine Knicklast von 4000 kg entsprechend einem $\sigma_{k0} = 24$ und einem verhältnismäßig hohen Gütegrad $G_k = P_k$: Gewicht 1 lfd. m = 4000 : 0,77 = 5200. Unter Erhöhung der linearen Abmessungen auf das 3,5fache ergibt sich eine Länge von 4,25 m und Höhe von 25 cm, wie sie normalerweise im Luftschiffbau vorkommen können. Unter Beibehaltung der gleichen günstigen Verhältnisse $L_0 : i_0$, $l:d$, $H:d$ (vgl. Abb. 6) bleibt $\sigma_k{}^0$ etwa dasselbe und die Knicklast steigt auf 4000 · 3,55 · 3,55 = 52000 kg, wobei der Gütegrad 5200 bleibt (Zahlentafel K 2, 2a), während man z. B. mit dem Strebenträger 7 etwa denselben Gütegrad schon bei der viel kleineren Bruchlast von 9000 kg bei gleicher Länge erreichen kann. Für solche kleinere Knicklasten würde also ein Bindeblechträger entweder ungünstigere Verhältnisse $l:d$, $H:d$ oder ein größeres Gewicht der Querverbindungen annehmen, weil diese sehr eng gesetzt werden müßten.

4. Träger aus Einzelgurten und Streben.

Nach vorigem kommen diese Träger bei größeren Längen fast ausschließlich in Frage. Sie bestehen angenähert aus Dreieckfachwerken mit mehr oder weniger steifen oder aus praktischen Gründen in Längs- und Querrichtung exzentrischen Strebeanschlüssen (Querschnitte s. Abb. 46, 47). Man hat also ein Mittelding zwischen dem im vorigen Kapitel behandelten und den theoretischen Dreieckfachwerkträgern. Demgemäß haben die Streben in der Quer- und vor allem in der Längsebene außer ihrer Axialkraft Momente aufzunehmen. Der exzentrische Anschluß ist auf die Festigkeit der Gurte nur von unbedeutendem, nicht nachteiligem Einfluß. Es sollen Zwei- und Mehr-Gurtträger betrachtet werden.

a) Zweigurtträger. Sie werden angewendet, wenn in der Ebene ihres kleineren Widerstandes die Möglichkeit öfterer Unterstützung von festen Punkten aus vorliegt, z. B. nach dem Schema der Abb. 45 *a* und *b* in Punkten *a* durch Abspannung nach Knotenpunkten anderer Träger. Querschnitte der Träger sind in Abb. 46 angegeben. Wegen ihrer Schmalheit müßte die Torsionssteifigkeit größtenteils von dem Strebenzuge selbst geleistet werden. Das wäre aber nur bei großem Gewichtsaufwand oder einer sehr häufigen, in der Praxis selten möglichen seitlichen Abspannung durchzuführen. Daher sind diese Träger bei gegenseitiger Entfernung der Abspannungen vom z. B. 4- bis 10fachen der Trägerhöhe nicht besonders günstig. Als Gurt- und Strebenprofile werden Querschnitte der Abb. 37, 43 und 44 mit wenigen Ausnahmen verwendet (siehe Abb. 46). Als Streben eignen sich am besten Abb. 44, 7 bis 8 und Abb. 12 *b* ÷ *d*, wobei die Endteilung der Strebe wegen ungünstiger Lage der Knicklinie gleich oder kleiner als die Hälfte der Mittelteilung sein muß und die Nähe eines Bindebleches am Gurt dessen Steifigkeit vergrößert (46 *b*). Als Gurte kleinerer Abmessungen dienen die unvollständig aufgelösten Profile 14 und 6 in Abb. 43, sowie Nr. 7 und 8 der Abb. 44 (entsprechend Nr. *a*, *b* der Abb. 46), für größere Abmessungen die ganz aufgelösten Querschnitte nach Abb. 43, Nr. 7, 9 bis 13 und 15, sowie Abb. 44, Nr. 1, 5 und 6 (entsprechend 46 *d*), ferner die vollwandigen Querschnitte 37 *p* bis *r* und *u* bis *y*; von den letzteren sind die ovalen oder rechteckigen Rohre entsprechend Nr. 46 *c* und *e* am geeignetsten. Da die Teilung der Abspannung im allgemeinen größer ist als die der Streben, so sind die Gurtquerschnitte nach einer großen und einer kleinen Achse auszubilden, wobei die große in Richtung der seitlichen Abspannung zu leigen kommt. Ähnliches gilt von den Streben aus Gründen der Quersteifigkeit.

Vergleichsweise seien die Gütegrade der 1,2 m langen Träger Abb. 46 *d* und *c* bei gleichartigen und gleich schweren Streben, gleich schweren Gurten und gleicher Teilung betrachtet. Der Rechteckgurt (s. Abb. 11) wiegt 770 g/m (mit Querverbindungen) und hat ein $\sigma_{k0} = 24$, $P_k = 4000$, $F = 1{,}68$ cm². Das ovale Duralrohr, das ebenfalls pro m ungefähr 770 g wiegt, ist aus einem Rohr 60/1,5 mit einer Wandstärke von 1,5 mm gezogen, besitzt ein $\sigma_{k0} = 27$ beim Bruch, ein $F = 2{,}75$ cm² und eine Bruchlast $P_k = 7400$ kg. Nimmt man das Strebengewicht pro lfd. m beider Träger nach praktischen Ausführungen mit 0,33 der Gurtgewichte also 0,33 · (2 · 0,77) kg ≅ 0,51 kg/m an, so werden die Gütegrade der Träger $G_k = 4000 : (1{,}54 + 0{,}51) = 1950$ und $7400 : (1{,}54 + 0{,}51) = 3620$. Die Gütegrade der Träger verhalten sich also etwa wie 1,85. Bei kleineren Gurtquerschnitten sinkt dies Verhältnis.

Der Anteil des Verstrebungsgewichtes am Gesamtgewicht ist etwa $^1/_5$ bis $^1/_3$ je nach der Querkraft und Abspannungsweise.

Diese Träger machen eine Menge Niet- und Stanzarbeit bei Gurten und Streben erforderlich. Statt der genieteten Streben ließen sich auch einfache gestanzte Bleche nach Art der Abb. 43, 4 oder gelochte Rohre (Abb. 43, Nr. 1 bis 3 gemäß 46 *f*) verwenden, jedoch sind die einfachen Bleche zu weich, die gelochten Rohre aber nur bei sehr großen Scherkräften und abnorm langen Streben mit Erfolg anwendbar.

b) Drei- und Viergurtträger. Die Dreigurtträger haben infolge annähernd dreieckigen Querschnitts eine große Quersteifigkeit und bei annähernd gleichen Querschnittswinkeln (60°) eine sehr große Verdrehungssteifigkeit. Querschnittsformen einschließlich Lage der Streben finden sich in Abb. 47, *a* bis *e*, Ansichten in Abb. 13 ÷ 16. Abb. 48 *a* bis *e* stellt schematisch den Verlauf der Strebenzüge bei verschiedenen Anordnungen dar, wobei die Seitenwände in die Zeichenebene heruntergeklappt zu denken sind, so daß die Gurtachse I zweimal erscheint. Anordnung *a* bildet den Übergang zu Trägern mit Bindeblechen und ist nur anwendbar, wenn in der einen Wand, nämlich wo die Bindebleche liegen, kleinere Scherkräfte wirken. (Auf Abb. 4 *e* ist ein Bindeblech wiedergegeben). Nach Anordnung *b* der Abb. 48 sind außer den Streben *s* noch Pfosten *p* eingebaut zur Schaffung dreieckiger Querrahmen 4, 5, 6, 4 zwecks Erzielung größerer Quersteifigkeit, wie sie z. B. bei Biegungs-

Digitized by Google

beanspruchungen in zwei Richtungen nötig ist. In Anordnung *c* fehlt dies geschlossene Dreieck, und die Steifigkeit des Querschnittes 7, 8, 10, 7 ist von der des Gurtstabes II bei 9 abhängig, daher im allgemeinen wohl für Knick-, nicht aber für Biegungsträger ausreichend. Statt der Pfosten und Streben in der einen Wand bei Anordnung *b* kann man gemäß *d* mit dem gleichen oder einem kleineren Gewichtsaufwand in derselben Ebene II÷III Strebenkreuze

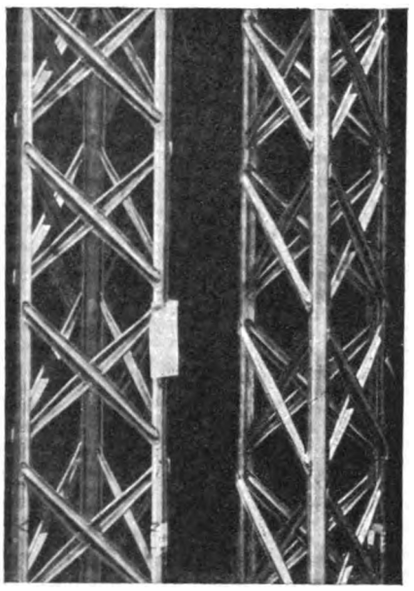


Abb. 13. Träger aus offenen Profilen mit Flachstreben.

vorsehen, wobei auch geschlossene Querdreiecke nämlich 11, 12, 13, 11 entstehen (Strebenkreuze s. Abb. 4*a*). In Anordnung *e* sind durchweg solche Strebenkreuze, d. h. also zwei sich kreuzende Strebenzüge verwendet, durch welche sowohl die freie Länge jeder Einzelstrebe als auch die der Gurte halbiert und deren Knickfestigkeiten

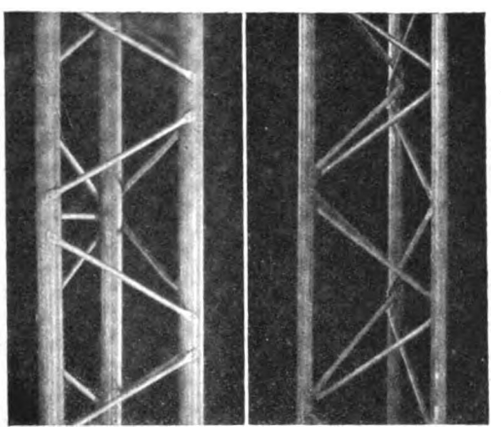


Abb. 14. Träger aus Rohren:
a) ohne Querkreuzung der Streben
b) mit Querkreuzung der Streben.

erhöht werden. Diese Tatsache ist nach Früherem gerade bei offenen Profilen sehr erwünscht und gibt den aus solchen hergestellten Trägern erst ihren Hauptwert. Bei rohrförmigen Streben (Abb. 4*b*) und Gurten ist der Vorteil der Kreuze nicht so ausschlaggebend und hat nur kleinere Vorteile.

Als Gurte dienen vorzugsweise die Profile Abb. 37 *e*, *i*, *k*, *m* bis *p*, *s*, *t*, *z*, als Streben *g*, *p* bis *r* (einfache Streben) und 44, 6 bis 8 (zusammengesetzte Streben). Die letztgenannten Doppel-U-Streben eignen sich hauptsächlich für Rohrgurte (Abb. 49) und ergeben infolge ihres Anschlusses in zwei Ebenen eine große Steifigkeit.

Die gepreßten Blechstreben nach Abb. 37 *g* sind sehr einfach herstellbar und für offene Gurtprofile das Gegebene, aber auch bei Rohrgurten anwendbar. Der gewellte Querschnitt in der Mitte der Strebe (s. Abb. 4*c*) läuft nach den Enden zu mehr und mehr in eine gebördelte Fläche aus, wodurch sowohl der Forderung der Knickfestigkeit als auch der des Anschlusses Rechnung getragen wird. Diese Streben lassen sich sehr leicht kreuzen und durch Aneinanderlegen mittels Nieten verbinden (Abb. 4*a*). Der Anschluß der einen Strebe an einen Gurt offenen Profils geschieht z. B. an dessen Innenwand, der der anderen an der Außenwand mit dem Vorteil, daß die Gradlinigkeit der Schwerachsen besser zu wahren und für beide Kreuzarme dieselbe Strebe zu verwenden ist, während bei einseitigem Anschluß beides unmöglich ist (Abb. 13). Eine Trägeranordnung derart wird z. B. vom Luftschiffbau Zeppelin bevorzugt. Die flache breite Form der Strebenarme bedingt eine größere Knick- und Biegefestigkeit in der Längs- und eine kleinere in der Querebene des Trägers, d. h., sie ist zur Aufnahme größerer Zusatzmomente in der Seitenwandebene geeignet und befördert daher die Längssteifigkeit des Trägers; der Hauptvorteil der Kreuzung zweier Flachstreben aber ist ihre gegenseitige Unterstützung in Querrichtung wegen ihrer geringen Steifigkeit in dieser Richtung.

Die Rohrstreben sind für Rohrgurte am geeignetsten, da beide wegen ihrer großen Eigensteifigkeit größere Knicklängen zulassen und einer gegenseitigen Einspannung weniger bedürfen. Die Rohrträger werden vom Luftschiffbau Schütte-Lanz bevorzugt. Der Anschluß von Rohrstreben (s. Abb. 4*d*) wird ermöglicht durch Flanschen (Breitdrücken) der Enden, nachdem sie angelassen sind. Bei kürzeren Streben wird die durch das Flanschen infolge Formverschlechterung erzeugte Schwächung mit Hilfe von eingelegten und mitgepreßten kurzen Röhrchen behoben. Strebenkreuze aus Rohren kann man herstellen, z. B. durch Unterbrechung der einen Strebe

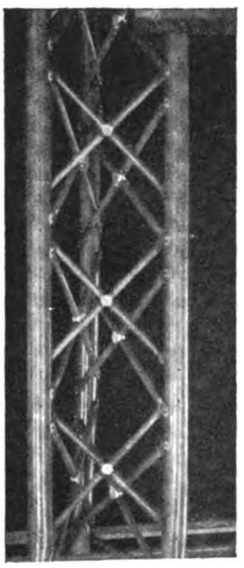


Abb. 15. Träger aus Rohren mit Strebenkreuzen.

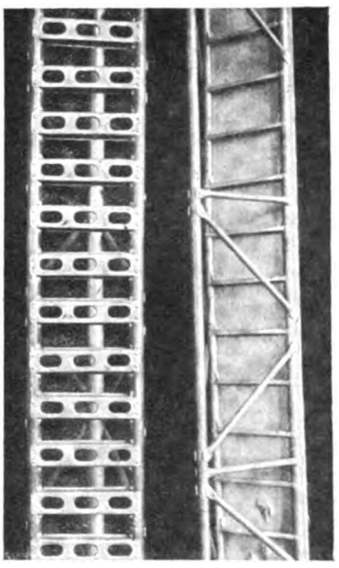


Abb. 16. Begehbare Träger aus Rohren:
a) mit Blechsprossen
b) mit Sperrholzplatte.

und Stoßen gegen die andere unter Verwendung von kreuzförmigen Schellen (Abb. 4*b*) oder kreuzförmigen Einlegestücken. Die Anwendung gekreuzter Rohre lohnt sich nur bei großen Scherkräften (Abb. 15). Es ist zweckmäßig, daß sich die Flansche der Streben an die Gurte anschmiegen, damit eine Drehung der Strebe um die Verbindungslinie der beiden Anschlußnieten verhindert wird. Dazu muß aber eine genügende Quersteifigkeit der Strebe vorhanden sein.

Bisweilen ist es erwünscht, daß die Verstrebung aus der äußeren, die Gurte berührenden Seitenwandebene nicht mehr herausragt. Das ist nach Abb. 14*b* gemäß Abb. 47 *c* und *e* leicht zu erreichen und bedingt eine Versetzung der Streben bzw. Strebenkreuze in Längsrichtung, ähnlich wie in Abb. 49 angegeben. Eine Versetzung ist aber sowieso anzustreben, um bei großen Zugbeanspruchungen der Gurte deren Schwächung durch Niete möglichst kleinzuhalten. Bei einer solchen Anordnung lassen sich je drei in der Querebene des Trägers gekreuzte Strebenkreuze zu einem Körper vereinigen, mit dem Vorteil, daß die Fabrikation vereinfacht und die Steifigkeit des Trägers erheblich gesteigert wird.

Die bisher besprochenen Dreieckträger sind durch ihre Form in der Querrichtung steif genug, besitzen drei tragende Ebenen im Raum und sind daher die geeignetsten Knickträger. Dagegen müssen quer zu einer Symmetrie-Ebene des Trägers wirkende Scherkräfte in einer einzelnen Seitenwand weitergeleitet werden, und es macht sich der exzentrische Anschluß der Streben in dieser Wand (infolge Abstandes von den Gurtachsen) bei großen Scherkräften unangenehm bemerkbar. In diesem Falle ist der Viergurtträger günstiger.

Digitized by Google

Auch aus Konstruktionsgründen ist er bisweilen erwünscht. Solch ein Träger macht eine besondere Querversteifung nötig, die zweckmäßigerweise zur Herstellung eines fortlaufenden Dreieck-Verbandes in den durch die Seitenwandverstrebung gebildeten Querebenen liegt. Das Schema Abb. 50 *a* bis *b* zeigt die Seitenwandverstrebung mit und ohne Kreuzung. Der durch Pfosten und Streben gebildete Linienzug $1 \div 4 \div 1$ liegt in einer schrägen Querebene, welche in Abb. 52 *a* bis *b* in der Ansicht wiedergegeben ist. Streben, welche in solche Ebenen fallen, gehören einem fortlaufenden Strebenzug an. Für viele Zwecke genügt es, die Streben zur Längsachse senkrecht zu legen, wobei sich als Strebenkreuze wegen verschiedener Lage der Anschlußebene am besten Rohrkreuze eignen. Abb. 51 und 52 *c* stellt den Fall dar, daß Seiten- und Querverstrebungen zu schrägen Querwänden vereinigt sind, welche nach Früherem ausgebildet werden. Die Linien 1, 2, 3, 4, 1, bedeuten die Durchdringungsgrade der Seiten- und schrägen Querwände. Falls die Scherkraft in einer Richtung parallel zu den Wänden I bis II und III bis IV klein ist, genügt die Anordnung 51 *a*; bei größeren Kräften sind nach *b* in diesen Wänden Streben oder Strebenkreuze einzuziehen. Eine Querwand oder ein Rahmen kann natürlich an Stelle einer Querstrebe eintreten, eine Querwand insbesondere da, wo größere Kräfte eingeleitet werden.

Nach Früherem hängt die Festigkeit der Gurte mehr oder weniger von der Ausbildung der Verstrebung ab. Beide stehen in einer Wechselwirkung zu einander, was auch in den Gewichten seinen Ausdruck findet. Je enger die Verstrebung, desto schwerer ist sie und desto leichter können in bestimmten Grenzen die Gurte sein. Große Steifigkeit der Streben und ihrer Anschlüsse hat denselben Erfolg für die Gurte.

Der Gewichtsanteil der Verstrebung am gesamten Trägergewicht ist in folgender Zahlentafel enthalten:

		Einfache Streben	Strebenkreuze
		ca.	ca.
Dreigurtträger:	Knickung.	19—25 vH	28—35 vH
	Biegung .	19—30 »	28—44 »
Viergurtträger:	Knickung.	22—30 »	32—40 »
	Biegung .	22—35 »	32—49 »

Die Gütegrade von Trägern sind aus Zahlentafel K und L zu ersehen. Wie nach Früherem zu erwarten, stehen die Rohrträger an erster Stelle. Die günstigsten Trägerabmessungen können bei gegebener Belastung, Länge und Höhe etwa nach Abb. 10 ermittelt werden, die für Rohrträger gilt (s. oben). Die Teilung schwankt bei geschlossenen Profilen zwischen dem 1,5- bis 2fachen der Höhe. Bei offenen Profilen ist etwa die Hälfte dieser Zahlen einzusetzen. Zur Dimensionierung werden Kurvenzahlentafeln verwendet, die für jede Profilart und -größe die Knicklasten in Abhängigkeit von verschiedenen Teilungslängen enthalten.

Aus Zahlentafel K ist ersichtlich, daß sich die Gütegrade der Träger 4, 5 und 6 wie 1 : 1,26 : 1,77 oder wie 0,80 : 1,00 : 1,41 verhalten. Der aus offenen Profilen bestehende Träger 5 ist also dem aus geschlossenen Blechprofilen und Rohrstreben bestehenden Nr. 4 überlegen (infolge von Eigentümlichkeiten der Formen und Materialien), dagegen dem Rohrträger 6 unterlegen. Zum Vergleich der Träger 7 und 8 ergibt sich der Gütegrad des letzteren bei einer auf 423 cm vergrößerten Länge zu:

$$G_x = 6800 \cdot \left(1 - \frac{1}{100} \cdot 21 \cdot \frac{423}{253}\right) : \left(1 - \frac{1}{100} \cdot 21\right) = 6800 \cdot \frac{0{,}65}{0{,}79} = 5500.$$

Der Träger 8 ist also noch hochwertiger als Träger 7. Im übrigen wird auf Teil I Kapitel E verwiesen.

B. Verbindungen.

1. Verbindungsverfahren.

Von den möglichen Verbindungsverfahren wie Löten, Schweißen, Nieten und Schrauben kommt zurzeit das Schweißen nur für kleinere Stücke (s. Abb. 5), das Löten bei der Drahtbefestigung und das Schrauben nur ausnahmsweise, z. B. zur Befestigung der Schweißstücke, in Frage, dagegen bildet das Nieten die Hauptbefestigungsart. Es geschieht aus Gründen der Festigkeit und der Einfachheit auf kaltem Wege, erzeugt daher ein gutes Anliegen der Niete an der Lochleibung und bedingt nicht die Reibung der zu verbindenden Flächen aufeinander sowie eine bestimmte Kopfform in dem Maße wie das Warmnieten. Der gegenseitige Nietabstand ist $2{,}5 \div 3$ mal

Zahlentafel K. Gütegrade von Duralträgern. Knickträger (Kugellagerung).

Nr.	Bezeichnung	Nach Abbildung	Ges. Gurtquerschnitt F_o cm²	Trägerhöhe und Breite h, b cm	Trägerlänge L_o cm	Teilung t cm	$\frac{L_o}{i_o}$	Knicklast P_k kg	Gewicht pro lfd. Meter kg/m	Gütegrad G_k kg/kg/m
1	Strebe mit Bindeblechen	12 c	0,44	42	31	9	39	880	0,148	5900
	Endteilung = ∞ ½ Mittelteilung . . .	43,8		18		4				
2	4-Gurtholm mit Querrahmen	11	1,68	7 7	120	10	40	4000	0,77	5200
2 a	dto. . . .	11	21,00	25 25	425	35	40	52 000[1]	10,00	5200
3	2-Gurtträger mit 2 seitlichen Abspannungen	46a, b	0,88	24 6	240 = 3 × 80	37	22	1400	0,52	2700
4	3-Gurtträger aus geschlossenen Blechgurten und Rohrstreben	47 d	2,70	22 25	260	58	22	3000	0,97	3100
5	3-Gurtträger mit U-Gurten und Flachstreben-Kreuzen	47 a 13	2,66	23,3 27,0	256	27	21	4500	1,16	3900
6	3-Gurtträger mit Rohrgurten und Rohrstreben.	47 b 14	2,73	22,5 20,0	256	42	22	6200	1,12	5500
7	dto.	47 b 14	4,44	22 25	423	58	36	9000	1,71	5300
8	dto.	47 b 14	4,44	22 25	253	58	21	12 000	1,76	6800

[1]) Knicklast durch Rechnung auf Grund anderer Versuche ermittelt.

Zahlentafel L. Gütegrade von Duralträgern. Biegungsträger[1]) (Schneidenlagerung). (Einzellast P_b in Trägermitte.)

Nr.	Bezeichnung	Nach Abbildung	Querschnitt des Druckgurts F cm²	Trägerlänge L_o cm	Trägerhöhe h und Breite b cm	$\frac{L_o}{h}$	Bruchlast P_b kg	Gewicht pro lfd. Meter kg/m	Gütegrad G_k kg/kg/m
9	2-Gurtträger mit 2 seitlichen Abspannungen	46 b	0,88	250	24 5	10,4	470	0,66	700
10	4-Gurtholm mit Querrahmen	11 41,1	0,84	100	10 7	10	600	0,80	750
11	3-Gurtträger mit Rohrgurten und Rohrstreben	47 b 14	3,00	423	22 25	18,5	1300	1,80	720

[1]) Biegeversuche zur Beurteilung der Verstrebung, Beurteilung der Gurte in erster Linie nach Knickversuchen, weil einfacher.

Digitized by Google

Nietdurchmesser, der Abstand vom Blechrand mindestens die Hälfte, besser ⅔ davon. Die Nieten werden geschlagen oder gepreßt, und zwar einzeln oder gruppenweise. Das Schlagen verursacht im Gegensatz zum Pressen kleinere Gegendrücke, aber bisweilen unliebsame Erschütterungen. Man unterscheidet Hohl- und Vollnieten. Die ersteren finden Verwendung zur Verringerung des Lochleibungsdruckes und werden bei Blechen fast ausschließlich als Augen zur Einleitung großer Kräfte (z. B. bei Drähten) verwendet. Das Nieten offener Profile und Bleche ist allgemein bekannt und bedarf keiner weiteren Erörterung. Dagegen dürfte das Nieten von geschlossenen Profilen kurz behandelt werden müssen. Man unterscheidet hierbei folgende 5 Methoden:

1. Einführung der Niete durch das Rohrende und Kopfbildung außen. Mechanische und pneumatische Nieteinführung durch das Rohrende. In Abb. 55 ist 1 das Rohr für Drucklufteinführung unter Ausnutzung der Fliehkraft, 2 dient zur Vervollständigung der Einführung und zum Festhalten des Nietes mittels verschiebbarer Feder 3, die Aussparung 4 zum Festklemmen des Nietkopfes nach Drehung des Kolbens 5 (s. Querschnitt *b*). Übertragung der Stauchkräfte über eingeführten Kolben auf die gegenüberliegende Rohrwandung und von dieser auf einen äußeren Gegenhalter.

Keine Schwächung der Rohre.

2. Einführung des Nietes (Abb. 56*a*) durch ein dem Nietloch gegenüberliegendes Hilfsloch (größer als der Kopfdurchmesser), Schwächung des Rohres bis 10 vH; Einführung eines Gegenhalters durch das Hilfsloch.

Bei 1 und 2 ist die Nieteinführung umständlich, die äußere Kopfbildung zwar kontrollierbar, aber schiefe Nietstellung möglich.

3. Einführung des Nietes durch das Nietloch selbst und Kopfbildung innen mittels eines durch ein großes Hilfsloch (s. 2) gesteckten Gegenhalters (ähnlich wie 56*a*).

4. Einführung und Kopfbildung wie vor, letztere mittels einer durch das Ende eingeführten wie ein Keil wirkender Vorrichtung, welche unter gleichzeitigen Drücken oder Schlagen von außen gestattet, den Abstand zwischen Nietschaft und gegenüberliegender Wand der Stauchlänge entsprechend zu vergrößern (Abb. 57). Keine Schwächung des Rohres. Ein ähnliches Verfahren wird von der Firma: Flugzeugwerke Junkers, Dessau, verwendet.

5. Einführung des Nietes wie vor, Einführung des Gegenhalters durch ein kleines, etwa 2,5 bis 3,5 mm breites gegenüberliegendes Hilfsloch, Übertragung der Kraft des Gegenhalters durch Kolben auf den Niet, Schwächung des Rohres 2 bis 3 vH (s. Abb. 56*b*).

Bei den Schließköpfen ist eine flachzylindrische Form ausreichend; die Methode 2, 3 und 5 hat den Vorteil der Beobachtung der inneren Nietköpfe bei Innenbeleuchtung; bei den übrigen Methoden dient dazu ein durch das Rohrende einzuführender Spiegelapparat. Die Methoden 4 und 5 haben sich als sehr einfach erwiesen und besonders bei Maschinenanwendung nach Güte und Schnelligkeit die Ergebnisse der offenen Nietung erzielt.

2. Trägernietung.

Jedes Strebenende ist mit mindestens 2 Nieten anzuschließen mit Ausnahme unwichtiger Träger. Es ist darauf zu achten, daß die Masse des Gegenhalters in der verlängerten Nietachse liegt. Bei maschineller Nietung ist zweckmäßig der Träger verschieblich und das Werkzeug ortsfest. Der Träger wird dazu in Hilfsschablonen gelagert, z. B. auf einen der Länge nach durchgesteckten Balken mit Scheiben, welche die Gurte fixieren (s. Abb. 54 *a* und *b*). Auf dem Balken 1, der bei dreieckigen Trägern z. B. auch dreieckigen Querschnitt haben kann, werden die Streben 2 (nach Maßgabe ihrer Anzahl auf die Trägerlänge und der Exzentrizität) in einzelne verschiebbare Schablonen 3 verteilt und federnd gegen die Gurte 4 gedrückt, welche jetzt nach den in den Streben bereits vorher gestanzten Nietlöchern gebohrt werden. Nachdem das eine Ende der Strebe als Bohrschablone gedient hat, wird es nötigenfalls mit Stiften festgelegt und danach durch das zweite Ende gebohrt. Das Bohren mehrerer Löcher kann durch mehrere Bohrer zugleich erfolgen. Die Nieten werden zunächst durch Klammern gehalten oder erst kurz vor dem Nietvorgang eingesteckt, bevor der Träger bis zur Nietstelle verschoben worden ist. Das Nieten selbst geschieht durch Betätigung eines Fußhebels. Eine gänzliche Ausschaltung der Handarbeit ist nicht zu empfehlen, weil man sonst an eine gleichmäßige Teilung oder an eine gleichmäßig wiederkehrende Teilungsgruppe gebunden wäre, wie sie im Luftschiffbau im allgemeinen nicht vorkommt. Andernfalls kann man auch die Verschiebung des Trägers beim Lochen und Nieten und die Nieteinführung maschinell bewerkstelligen. Die Kosten der Nietarbeit an Luftschiffträgern spielen übrigens eine verhältnismäßig geringe Rolle. Bei den Trägern mit innenberührenden Streben tritt nach Abb. 53*a* noch besonders für Rohrgurte eine Vereinfachung hinzu: Der Gegenhalter 1 in *a* braucht nach Erledigung einer Nietung in Rücksicht auf die Streben 2 nicht ausgeschwenkt zu werden, wie in Abb. 53*b*.

Das Nieten krummer Rohre erfolgt nach Methode 3 und 4, wobei das eingeführte Werkzeug der Krümmung durch Gelenke oder biegsamen Welle angepaßt wird.

3. Stoßverbindungen.

Die Kraftübertragung zwischen den zu stoßenden Teilen soll ohne Moment erfolgen, d. h. jeder Querschnittsteil muß möglichst nach Maßgabe seiner Größe durch verbindende Glieder angeschlossen werden. Bei offenen Profilen verwendet man entweder ein oder zwei profilähnliche oder für jeden Profilschenkel ein oder zwei besondere Laschen, wie üblich; bei rohrförmigen Profilen entsprechend Einsteck- oder Überschiebrohre. Handelt es sich um den Stoß langer Rohrträger, so erhalten die Rohrenden wie die Stoßrohre durchgebohrte große Hilfslöcher zwecks Nietung (Abb. 17*E*). Trotz

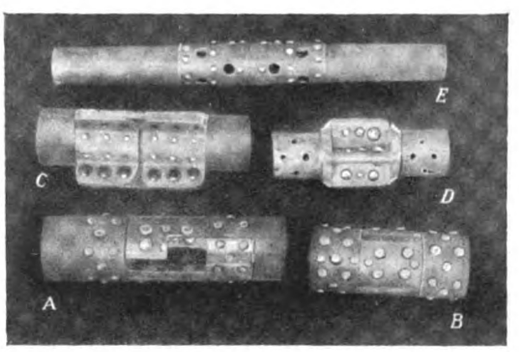


Abb. 17. Rohrstöße:
A (B) mittels Laschung tangentialer Ansätze
C, D mittels Laschung radialer Ansätze
E durch Überschiebrohr.

der Schwächung durch die Löcher läßt sich durch geeignete Nietanordnung ein vollwertiger Stoß erzielen. Er hat wegen seiner Länge den Nachteil, daß die Endstreben zur Vermeidung einer übergroßen Exzentrizität auf das Stoßrohr genietet werden müssen und

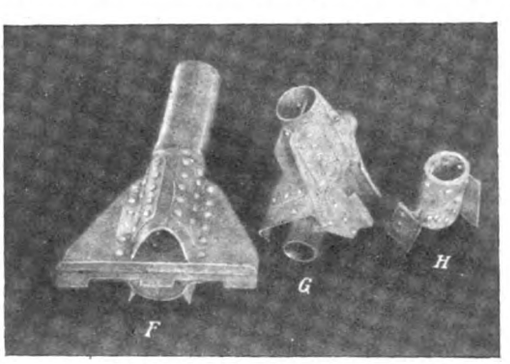


Abb. 18. Übergang eines Rohres in ein Blech.

daher auch an ihrem anderen Ende ein (im voraus durch eine gelochte Platte zu verstärkendes) großes Hilfsloch nötig machen, durch welches beim Annieten der Strebe 2 Niete bzw. 1 Gegenhalter eingeführt werden etwa nach Abb. 56*a*. Dabei ist sehr genaue Arbeit Bedingung. Die Schwierigkeit des Strebenanschlusses und der Nietung durch Hilfslöcher vermeidet man nach Abb. 17 *A* bis *D* durch Überführung der Rohrenden in einzelne radiale oder tangentiale (*A*, *B*) Ansätze mittels Schellen (C), Formstücken (D) oder Rohrstücken (*A*, *B*) und, wie bei gewöhnlicher Stoßdeckung, durch Verbindung je zweier Ansätze mittels Laschen von Streifen- bzw. Profilform. Dadurch wird ein kurzer aber vollwertiger Anschluß und geringstes Gewicht erreicht. Die Nietung erfolgt wie bei offenen oder halboffenen Profilen, und der Träger kann vorher wegen der Kürze des Stoßes fertig genietet sein.

Bei den Anwendungen von Strebenkreuzen kann man übrigens auch zwei von den vier Armen bei der Trägerherstellung, die beiden anderen erst gleichzeitig mit dem Stoße nieten, ohne daß inzwischen die Gefahr des Abbrechens in dem Maße besteht, wie bei einfachen Streben wegen ihres großen Hebelverhältnisses von Länge und Nietabstand eines Nietpaares.

Digitized by Google

An Knotenpunkten und Zusammenführungen kommt bisweilen der Fall vor, daß ein Profil mit einem Blech gestoßen wird, wobei natürlich möglichst keine Momente entstehen sollen. Solche Anschlüsse sind in Abb. 58 dargestellt für offene und geschlossene Profile. *c* ist ein exzentrischer Anschluß und daher nur für untergeordnete Zwecke geeignet. Es ist entweder das Blech auszusparren (*a*) und deshalb genügend steif zu machen oder das Profil zu schlitzen (*b*) oder beides anzuwenden. Das Rohr läßt sich auch mit einem Flansch versehen (*e*), der einfach anzunieten ist. In gleicher Weise kann man auch offene Profile mit Verstärkungseinlage pressen. In den Abbildungen bezeichnet 1 das zu stoßende Profil, 2 das Blech, 3 Anschluß-Schellen. Auf Abb. 18, *F* bis *H* sind Ansichten wiedergegeben.

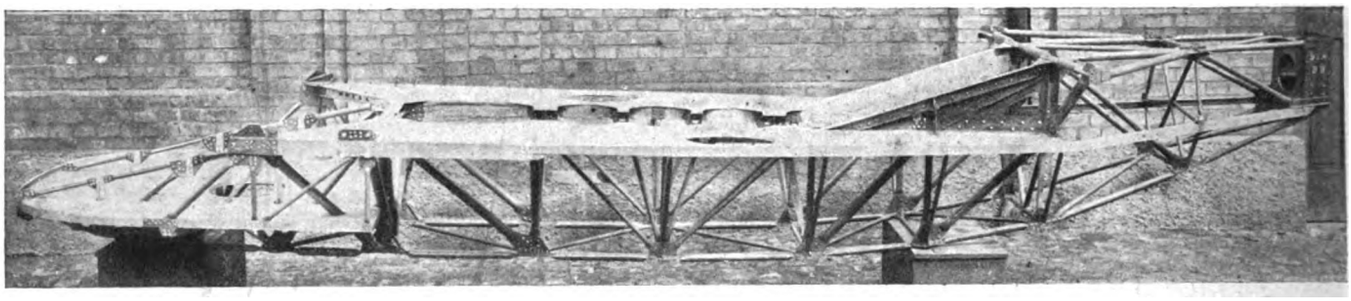


Abb. 19. Gondelträger aus Stahlrohren.

Die Anordnung 58*e* ist nach Abb. 19 zur Verbindung der Rohrstäbe eines räumlichen Fachwerkträgers (Gondelgerüst) untereinander mit Hilfe von Schmiede- oder Schweiß-Stücken verwendet.

4. Knotenpunkte.

Die Verbindung von Trägern untereinander wird im wesentlichen durch Laschen, Wandbleche, gerade- und gekrümmte Verbindungswinkel und sonstige Verbindungsbleche oder Formstücke bewerkstelligt und dabei von der Bördelung und Buckelung der Bleche zu ihrer Versteifung weitgehend Gebrauch gemacht (Knotenpunktsteile s. Abb. 22). Die Ausbildungsarten der Knotenpunkte sind je nach den Zwecken so mannigfaltig, daß nur verhältnismäßig wenig Ausführungsbeispiele besprochen werden können. Man kann 4 Arten von Knotenpunkten unterscheiden, nämlich:

1. solche für Träger, deren Achsen in einer Ebene liegen,
2. deren Achsen in zwei parallelen Ebenen liegen,
3. für Träger, die in zwei zueinander geneigten Ebenen und parallel zur Schnittlinie beider liegen und
4. für Träger bzw. Kraftanschlüsse, die sich außer wie unter 3 noch in einer weiteren dritten Ebene erstrecken, zu der die Schnittlinie der beiden anderen unter einen Winkel geneigt ist.

Schneiden sich die Achsen gleich hoher Träger in einem Punkte, so kann nur ein Träger durchlaufen, die anderen müssen gestoßen werden.

Zu 1 und Abb. 59: Die Laschen 1 dienen als Anschlußbleche für die Diagonalen 2 (in der Pfeilrichtung). Als Drucklaschen werden sie bei nicht genügend häufiger Unterstützung gebördelt, die nicht unmittelbar von der Lasche berührten Gurtteile werden durch Winkel an sie angeschlossen, ebenso durch Winkel die Scherkräfte von einer Seitenwand auf die andere übertragen. Bei größerem Scherkraftsunterschied an der Trenn-Stelle sind zur Fortführung des unterbrochenen Trägers Querwände in den durchgehenden Trägern einzuziehen.

Zu 1 und Abb. 60 *a* bis *b*: Die gekreuzten Träger liegen nicht bündig, sondern sind der eine innerhalb des anderen durchgeführt, daher keine Stoßlaschen, sondern reine Knotenbleche 1 für Diagonalen 2 nötig. Die Bleche werden mit dem einen Träger vernietet und mit dem anderen durch Winkel 3 verbunden. Sind die durch diese Winkel übertragenen Kräfte groß, so müssen versteifende U-Profile 4 eingebaut werden. Der Stoß der Träger erfolgt außerhalb oder innerhalb des Knotenpunktes.

Zu 1 und Abb. 61: Eine Kreuzung zweier Dreieck-Träger analog der Abb. 60. Es sind 5 Befestigungspunkte vorhanden, von denen der obere mit den 4 unteren durch 4 eine Pyramide bildende Streben 6 verbunden sind. Die Knotenbleche 1, 2 können an dem einen Träger 3, weil es sich um u-förmige Gurte handelt, nur durch Vermittlung von Winkeln 4 und 5 befestigt werden, während das bei Rohren nicht unbedingt nötig sein würde. Im Grundriß *b* ist das Knotenblech 2 nicht gezeichnet. Die Gurte werden miteinander etwa nach den Abb. *c* und *d* durch Schellen u. dgl. verbunden, was insbesondere wegen der exzentrischen Strebenanschlüsse zur Verhinderung einer Verdrehung und zur Übertragung der Scherkräfte von einem Gurt auf den anderen erforderlich ist, wenn nötig unter Durchbrechung der Knotenbleche, wie bei 1 geschehen.

Zu 2 und Abb. 63: Die Trägerachsen sind versetzt und gestatten eine gleiche Höhe der Träger ohne Unterbrechung. Im übrigen liegt die Anordnung der Abb. 60 zugrunde.

Zu 3 und Abb. 62: Die Anordnung ist ähnlich der der Abb. 61. Die beiden Knickpunkte jedes Gurtes (in Wirklichkeit durch Bögen von etwa 20 bis 30 cm Radius dargestellt) liegen an den Stellen der Kreuzung mit den Gurten des anderen Trägers, so daß die durch die Richtungsänderung entstehenden Kraftkomponeneten sich den Streben mitteilen können. Ein Knotenblech für Diagonalen ist nur an der unteren Seite vorhanden, dafür in der Grundebene der Streben-Pyramide eine Strebe eingezogen. Die gekrümmten Gurte erhalten, da es sich nicht um den theoretischen Schnitt von Kräften in einem Punkte handelt, gegenüber den anschließenden Trägergurten unter Umständen eine Verstärkung, z. B. größere Wandstärke. Die Stöße der anschließenden Trägergurte außerhalb der Knotenpunkte gestatten allgemein diese stärkere Ausbildung, was u. a. auch bei Biegungsträgern mit großem Stützmoment sehr erwünscht ist. In der Praxis stellt man die Knotenpunkte tunlichst für sich her und fügt die Träger beim Zusammenbau des Schiffes ein (s. Stoßverbindungen). Eine andere Art der Ausführung, nämlich mit nur einem Bogen der Gurte, zeigt Abb. 64. Zur Aufnahme der Krümmungskomponeneten sind hier zwei Seitenwände und ein oberes Strebenfachwerk eingezogen. Wählt man statt der Krümmer Eckstücke (z. B. Guß- oder Schmiedestücke), so bleibt, abgesehen von den Krümmern, die Abb. 64 bestehen. Statt der Wände können auch die Pyramidenstreben und zwei seitliche, die Knicke aussteifende Streben benutzt werden, wie in Abb. 65 dargestellt ist.

Zu 4 und Abb. 66, *a* bis *d*: *b* ist ein Querschnitt, *d* ein Grundriß, *a* und *c* sind Seitenansichten. Die Seitenwände 5 übertragen die Kräfte des Trägers 3 (oder von Verspannungen) der dritten Ebene auf die Gurte des mit einem Knick versehenen Trägers 1 und bilden zugleich die Fortsetzung der Strebenzüge der Träger 1 und 2. Die Gurte der Träger 1 sind an der Knickstelle durch Preßstücke 4 und 12 gestoßen, von denen das oberste 4 gleichzeitig zur (gelenkigen) Befestigung des Trägers 3 dient. An vier weiteren, auf die unteren Gurte von 1 genieteten Preßstücke 6 greifen die Kräfte der Diagonalen 13 an, deren Aufnahme und Überleitung auf den unteren Gurt von Träger 2 die Gurtversteifungen 7, Streben 14 und Hilfskonstruktion 8÷9 bewerkstelligen. Die drei Gurtversteifungen 7 verhindern eine gegenseitige Verdrehung der unteren Gurte von Träger 1 durch exzentrische, an die Lage der Bleche und der Preßstücke gebundene Kraftangriffe. Die oberen Gurte des Trägers 2 werden mittels u-förmigen Blechs 10 an die abgebogenen Flansche der Seitenwände 5 angeschlossen, versteifen diese gegeneinander und ermöglichen die Verwendung ein- und desselben u-Bleches bei verschiedenen Neigungswinkeln des Trägers 2 gegen die senkrechte Symmetrie-Ebene des Trägers 1. Träger 3 ist mittels Reiters aufgesetzt, der als Formstück oder aus vernieteten Blechen hergestellt wird und einen punktförmigen Anschluß bezweckt. Einen biegungsfesten Anschluß zeigt Abb. *c*. Statt oder neben Träger 3 werden Drahtverspannungen mittels ähnlicher Reiter z. B. nach *a* befestigt.

In dem Falle, daß sich zwei Ebenen in einem spitzen Winkel schneiden, läßt sich neben der vorigen Anordnung auch die der Abb. 67 verwenden, in der auf die Verwendung von Krümmern wegen ihrer bei spitzen Winkeln großen Länge verzichtet wurde. In dem Querschnitt *a* der Seitenansicht *b* und der Ansicht von unten *c* sind Nr. 12 Seitenwandbleche des gerade durchlaufenden Trägers 18. In oder annähernd in ihrer Ebene liegen die oberen Gurte der am Knotenpunkt gestoßenen Träger 17. 13 sind zwei kreuzförmige, ge-

Digitized by Google

schmiedete, gepreßte oder gegossene Formstücke, welche die Kräfte der Gurte auf die Seitenwandbleche 12 übertragen und gleichzeitig Augen für die Diagonalen enthalten, wenn nicht die hierbei auftretenden Zusatzmomente die Verlegung des entsprechenden Auges unmittelbar an die Wände 12 nötig machen. Der Anschluß der unteren Gurte der Träger 17 geschieht durch die Bleche 16, welche ebenfalls Augen für Diagonalen enthalten. Ihre wagerechten Kräfte sind durch Abwinkeln mittels der Wand 12 auf die Gurte des Trägers 18

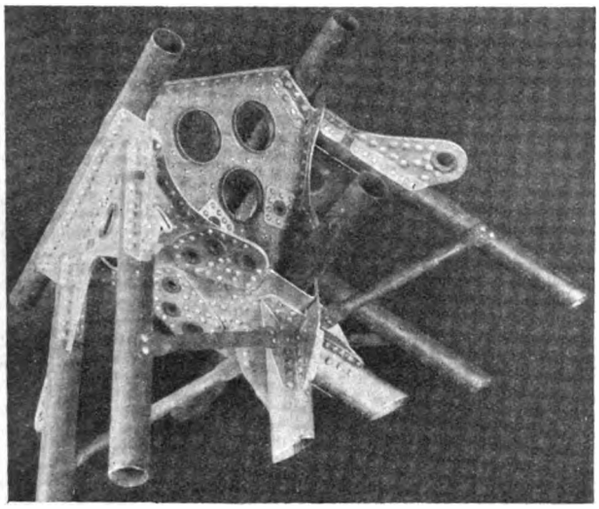


Abb. 20. Knotenpunkt des Laufgang-Obergurts.

und ihre in senkrechter Ebene liegenden Komponenten, soweit sie nicht durch die Gurte des Trägers 17 und die Diagonalen 20 ihren Ausgleich gefunden haben, mittels Winkel 23 auf die Querwand 15 übertragen. Zu dem Zweck durchdringen die Winkel 23 die Wände 12. Die Diagonalen sind mit 19 und 20 und die Anschlüsse der Träger 17 mit 21/22 bezeichnet, welche etwa nach Abb. 58 erfolgen. Sämtliche Bleche sind nach Früherem weitgehend mit Erleichterungslöchern und Bördelrändern versehen. Es läßt sich erreichen, daß sich die Systemlinien sämtlicher Träger und Diagonalenpaare in einem Punkte schneiden. Die Kräfte der dritten Ebene werden am Auge 24 angeschlossen, können aber auch in entgegengesetzter Richtung an dem Formstück 13 oder an einem neben diesen auf die Seitenwände 12 gesetzten Reiter angreifen. (Statt des Formstücks 13 verwendet man auch mit Vorteil ein in der Ebene der Abb. 67 *a* oder parallel dazu liegendes, auf den Seitenwänden 12 mittels Winkeln reiterförmig befestigtes Blech, in dessen Ebene sich außer den Gurten des Trägers 17 noch andere Trägerteile bzw. Verspannungen anschließen lassen.) Eine weitere Ausführungsart des Knotenpunkts zeigt die Abb. 20 mit dem hauptsächlichsten Unterschied, daß die Träger 17 um 180° gedreht und statt der Formstücke sich gegenseitig nach Art zweier gefalteten Hände durchdringende Bleche größerer Dicke verwendet sind.

In Abb. 66 war der gekrümmte Träger 1 so gelegt, daß seine Symmetrie-Ebene mit der dritten Träger-Ebene (des Trägers Nr. 3) zusammenfiel. Infolgedessen konnten sich bei beliebiger Lage dieser Ebene im allgemeinen die Gurte der beiden Träger 1 und 2 nicht unmittelbar berühren und die Höhe des einen (2) war, wenn sie bei verschiedenen Neigungswinkeln konstant bleiben sollte, nach Maßgabe des größten Neigungswinkels von der Höhe des Trägers 1 abhängig.

Demgegenüber bedeutet Abb. 21 eine Anordnung, diesmal für Rohrgurte, bei der innerhalb des Knotenpunktes die untere Wandebene des gekrümmten Trägers zur Achse des geraden parallel ist. Bei veränderlichen Neigungswinkeln kann die Knotenpunktskonstruktion die gleiche bleiben, außer daß die Krümmer parallel zur dritten Ebene gedreht und daß die beiden unteren gegen den oberen Krümmer in der Richtung des geraden Trägers um ein geringes (durch Rechnung genau bestimmbares Maß) verschoben werden müssen, damit der Querschnitt des gekrümmten Trägers unmittelbar neben der Krümmung trotz der Drehung unverändert bleibt. Die Drehung der Rohre hat auf die Form der Verbindungsstücke,

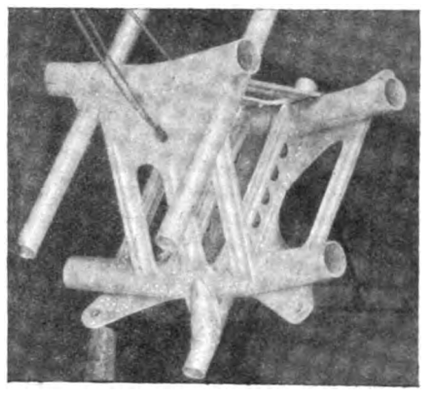


Abb. 21. Knotenpunkt eines verspannten Rings.

wenigstens in weiten Grenzen, keinen Einfluß. Bei allen anderen Querschnittsformen der Gurte ist das nicht der Fall. Des weiteren sind die verbindenden Teile von Rohren (Abb. 22) einfacher als bei offenen Profilen, dagegen das Nieten etwas umständlicher, da besondere Vorrichtungen notwendig werden. Die Kräfte der dritten Ebene werden auf die Seitenwände durch Drähte unter Zuhilfenahme eines dazwischen gesetzten Distanzrohres übertragen. Die Diagonalen sind hier an einem Knotenblech befestigt, dem wegen seiner Krümmung die Gurtversteifungen als Unterstützung dienen.

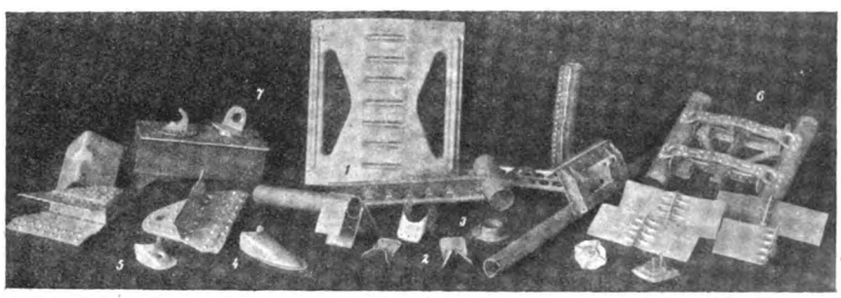


Abb. 22. Knotenpunktsteile (Dural):
1. gebuckeltes Knotenblech. *2.* Schellen zur Verbindung zweier Rohre; *3.-5.* zur Verbindung von Rohr und Blechwand.
6. Blecheinbau eines Trägers zur Aufnahme großer Lasten. *7.* aus dem Vollen gearbeitetes Auge.

Unter Umständen gibt man dem Blech statt der Krümmung ein oder zwei Kanten (s. Abb. 68) und vernietet es mit dem gebogenen Rohre unter Benutzung von Buckeln verschiedener Höhe.

Im Anschluß hieran soll die punktförmige Zusammenziehung eines Trägers erörtert werden, wie sie z. B. für den Anschluß des Trägers 3 in Abb. 66 nötig und zur Bildung eines Gelenkes und wegen Einfachheit des Anschlusses erwünscht ist.

Abb. 69 *a* und *b* gibt eine solche Zusammenziehung im Prinzip wieder. Die Krümmungen der Gurte werden durch Bleche 1 gestützt. Die Vereinigung der drei Gurte und ihre Überführung auf das Auge 5 geschieht durch eine weitere Blechkonstruktion 2, die gemäß *b* ÷ *d* eine Pyramide bildet. Die Gurte sind nach *d* unmittelbar, nach *b* und *c* mit Schellen 3 an die Pyramide angeschlossen. Die eingesetzten Querwände 4 tragen unten die Augen 5. Nach *b* bedingen sie das Schlitzen des einen Gurtes. Nach Abb. *c* greifen die Gurte außerhalb der Pyramide an. In Abb. *e*, *f* sind statt der Pyramide zwei senkrecht aufeinander stehende Bleche verwendet, wobei die eine Seitenwand des Trägers nicht, wie bei *a*, gekrümmt, sondern die Krümmung in das Blech verlegt ist (s. *f*). Das Auge

Digitized by Google

liegt in der Achse des Trägers; alle Bleche sind doppelwandig und gebördelt.

Wie die Ausführungen über Knotenpunkte an Hand von Abbildungen zeigen, werden zur Verbindung von Trägern miteinander erhebliche Ansprüche an die Formbarkeit der Bleche gestellt. Ergänzend sei noch auf die Stücke der Abb. 22 verwiesen, auf der 1 ein Knotenblech, 2 Verbindungsschellen zweier Rohre, 3, 4 und 5 Verbindungsstücke von Rohr und Blech darstellen. Bemerkt sei noch, daß nur kleine auf einem Winkelschenkel senkrecht gerichtete Kräfte durch die Biegekante auf den anderen Schenkel ohne Auf- oder Zubiegen des Winkels übergehen können. Bei größeren Kräften sind starke, scharfkantige Winkel oder besser Preß- und Schmiedestücke zu verwenden, durch deren Kante ein größeres Moment übertragen wird.

Der Anschluß der Diagonalen (Bänder oder Drähte, ev. auch Seile) erfordert nur einfache Bleche, die, wenn es sich um Drähte handelt, ein durch Auflegen von Augblechen verstärktes und mit einem Stahlhohlniet versehenes Auge erhalten. Verschiedene Anschlußarten sind in Abb. 73 dargestellt. *a* zeigt den Anschluß durch eine Spiralöse aus hochwertigem Stahldraht, die zur Verhinderung des Gleitens möglichst nahe an das Auge herangeschoben werden muß, *b* eine ähnliche Verbindung durch Umwicklung eines dünnen Stahldrahtes, deren Rillen mit Lötmaterial ausgefüllt wird, *c* zeigt die Befestigung eines Drahtseiles an einem zwischen 2 Blechen nach Art der Hohlniete befestigten Röhrchen durch Spleißen unter Einschaltung einer Kausche. Für das Luftschiffgerippe kommen als Diagonalen die gewöhnlichen Drahtseile wegen zu großer Dehnung nicht in Frage, wohl aber bei großen Kräften die wenig dehnbaren Bowdenkabel (mit starker Steigung der Einzeldrähte). Die Herstellung von Drahtverbindungen macht insofern Schwierigkeiten, als die Drähte zur Erzielung einer Vorspannung angespannt und gleichzeitig umgebogen und befestigt werden müssen; ähnliches gilt auch von den Seilen und bis auf das Umbiegen auch für die Blechbänder. Das Anziehen erfolgt mittels Flaschenzuges oder Hebels. Die Vorspannung ist nötig wegen Ungeradheit der Drahtachse, Deformation der Umbiegung, Nachgiebigkeit des Gerippes, um ein Schlaffwerden zu verhindern, und aus statischen Gründen, um von vornherein ein System unter Spannung zu versetzen. Die Stahlbänder werden an ihrer Anschlußstelle zur Ergänzung der durch Anschlußniete oder Bolzen bewirkten Querschnittsverminderung verbreitert und zur Vermeidung von Momenten mittels zweier Laschen an das Knotenblech angeschlossen. Eine Verbindung von Drähten mittels Schraubengewindes (an einem Ende Rechts-, am anderen Ende Linksgewinde), wie sie teilweise im Flugzeugbau angewandt wurde, findet beim Luftschiffgerippe keine Anwendung wegen der großen Unterschiede der Längen. Wo diese nicht vorhanden sind, etwa in gleich großen Seitenwandfeldern der Kabinen oder auch der Ruder, kann man die Gewindedrähte mit großem Nutzen verwenden, besonders bei kleinen Längen und großen Stärken, um das Einziehen und Vorspannen sowie evtl. das Nachspannen zu erleichtern, eine Aufgabe, die im übrigen bei Seilen und Drähten evtl. auch Bändern den Spannern zufällt.

III. Die Sperrholzkonstruktion.

(Vgl. »ZFM« 1921, Heft 8.)

A. Träger.

1. Konstruktionsquerschnitte.

Die Querschnitte der Konstruktionsteile wurden hauptsächlich aus den in Abb. 35 dargestellten Grundelementen ähnlich denen des Metallbaus gebildet und zwar sind in Reihe I unter Nr. 1 bis 7 Streifen, Rinnen, Winkel, V- und U-förmige Stäbe aus Sperrholz, dagegen in Reihe II unter Nr. 8 bis 13 Vollholzquerschnitte wiedergegeben, welche zum Verstärken oder Verbinden von Sperrholzteilen dienen. Durch Vereinigung der Teile der Reihen I und II entstehen die als Konstruktionsteile verwandten Profile der Reihen III bis IX Nr. 14 bis 35. Dabei sind die Leistenquerschnitte Nr. 8 und 10 für die Querschnitte der Reihen III bis V verwendet und bilden eine Verstärkung der Schenkel gegen Ausknicken. Die Teile 8 und 9 dienen zur Verbindung gemäß Reihe VII und die Teile 8, 12 und 13 zur Herstellung von Verstrebungen gemäß Reihe IX Nr. 32 bis 34.

Reihe III enthält T-Querschnitte, die aus Streifen, Winkeln und Leisten gebildet, Reihe IV Rinnenquerschnitte, die aus Rinnen, gelochten (gestanzten) Streifen 2 und Leisten 8, 10 zusammengesetzt sind, Reihe V U-Querschnitte in Verbindung mit Leisten, Reihe VI zeigt U-Querschnitte, die aus Profilen 6, 7 und gelochten (gestanzten) Streifen 2 vereinigt sind. Reihe VII enthält Kastenquerschnitte, die aus Sperrholzstreifen und Vollholzleisten bestehen, Reihe VIII geschlossene Querschnitte aus Sperrholz, Reihe IX gibt Querschnitte von Verbindungsteilen wieder (Wände oder Streben), die zur Verbindung von Stäben nach Art der Reihe III bis VIII dienen. Die aufgeführten Querschnitte werden zum Teil als selbständig tragende Teile vornehmlich aber durch Zusammensetzung zur Ausbildung aufgelöster Träger verwendet.

2. Ausbildung der Träger.

Mit Hilfe der besprochenen Stabformen werden die verschiedenen Konstruktionsteile, insbesondere die Träger gebildet und wird die Möglichkeit geschaffen, eine große Widerstandsfähigkeit für die verschiedensten Zwecke bei kleinstem Gewicht zu erreichen. Man unterscheidet Hauptträger und untergeordnete Träger; erstere sind nur aufgelöste Träger größerer Abmessungen, letztere solche aufgelöster und nicht aufgelöster Formen von geringeren Breitenabmessungen, dienen zur Aufnahme kleiner Kräfte und werden für kleinere Spannweiten (s. Reihe III, VI, VII) verwandt. So z. B. dienen die Stäbe der Reihe VI als Auflager für Fußboden-Sperrholzplatten (auch auf Metallträgern der Abb. 16*b*), die der Reihe VII als Pfosten von Wänden und Nr. 32 der Strebenreihe IX als leichte Rippen (vgl. Abb. 1 in Heft 8 der »ZFM« 1921).

Die Hauptträger sind allgemein in parallel verlaufende Gurtungen und in die sie verbindende Verstrebung in Gestalt von Streben, Pfosten oder durchbrochenen Wänden ähnlich wie Metallträger gegliedert und werden verschieden ausgebildet, je nachdem, ob sie in der Hauptsache auf Biegung nach einer oder zwei Richtungen, auf Knickung oder auf Knickung und Biegung zugleich beansprucht werden, oder ob ihre freie Länge durch einseitige Abstützung oder Abspannung nach einer Richtung hin unterteilt ist, in der anderen Richtung aber voll zur Geltung kommt.

Im folgenden sind die Querschnittsformen der hauptsächlichsten Träger behandelt und unter *A* bis *K* in der Abt. 36 wiedergegeben. Die obere Figur kennzeichnet jedesmal einen Schnitt quer durch die Gurtung, die eine oder zwei unteren Figuren Schnitte senkrecht durch die Verstrebungen. Die Bezifferung der Elemente

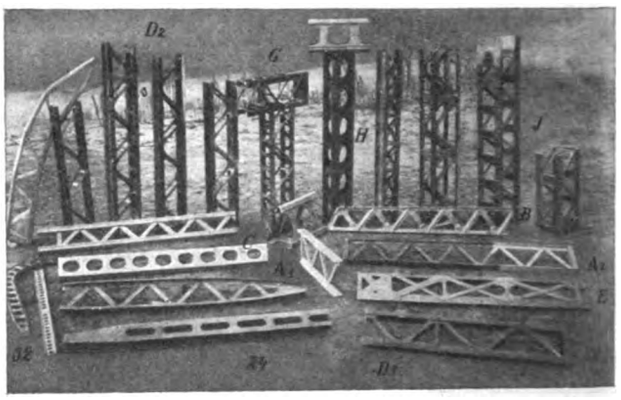


Abb. 23. Sperrholzträger (vgl. Bezeichnungen der Abb. 46 u. 47).

ist dabei die der bereits besprochenen Abb. 35. Abb. 23 gibt Längsansichten von Trägern *A* bis *K* wieder. Die Pfeilrichtung gibt die Ebene geringeren Widerstandes an.

Träger	*A*	ist ein	Doppel-T-Träger	mit Kastenstreben 34.
»	*B*	» »	»	» geschweiften Streben 35.
»	*C*	» »	U-Träger	» durchlochten Seitenwänden.
»	*D*	» »	U-Träger	» Doppel-T-förmigen Streben 32.
»	*E*	» »	Rohrträger	« Flachstreben 38 und Querwänden 32.
»	*F*	» »	»	» durchlochten Seitenwänden 37.
»	*G*	» »	»	» durchlochten Streben 33.
»	H	» »	Dreikantträger	» durchlochten Seitenwänden 37 und an den Stegen derselben verleimten Querwänden 32.
»	*I*	» »	Vier-T-Träger	» schrägen durchlochten Strebenwänden 32, 2 durchlochten Seitenwänden 37.
»	*K*	» »	Vier-Rohrträger	mit Strebenwänden 33 und mittels Querleisten 8 verstärkten Seitenwänden 37.

Digitized by Google

Die Träger *A* bis *G* sind für eine geringere Belastung in der Pfeilrichtung ausgebaut, dagegen für eine große Belastung in der Richtung der Verstrebungsebene, und zwar gilt dies mehr für die Träger *A* bis *B* als für die *C* bis *G*. Die Widerstandsfähigkeit in der Pfeilrichtung kann man (wie bei den Metallträgern) bis zu der in der Hauptrichtung vorhandenen durch Abspannungen vergrößern. Das geschieht z. B. bei den Längsträgern *L* und den Zwischenringen *Z* Abb. 24 und den Laufgangpfosten (vgl. »ZFM« 1921, Heft 8, Abb. 9).

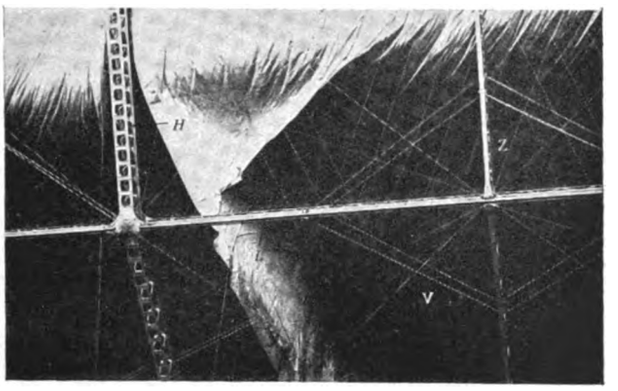


Abb. 24. Gerippeteil ohne Hülle:
H Hauptring (verspannt).
L Längsträger.
Z Zwischenring.
V Knickverspannung.

Die Wirksamkeit der Träger *E* bis *G* nähert sich bereits bei genügender Breitenausführung den Verhältnissen der Träger *H* bis *K*. Diese fanden u. a. Verwendung für die (verspannten) Hauptringe *H* des Schiffes in Abb. 24 und 28 und als Gurtungen des Laufganges *O* und *L*. Sie haben eine gedrungene Form und eignen sich besonders für Knick- und Biegungsbeanspruchungen in zwei aufeinander senkrecht stehenden Richtungen. In bezug auf den Unterschied zwischen Streben- und Rahmenausbildung der Trägerwände und auf Vor- und Nachteile der Dreieck- und Rechteckformen der Träger bei Übertragung von Biegungskräften gilt das bei den Metallträgern Gesagte. Im Gegensatz hierzu müssen bei Dreikantträgern wegen der Weicheit der Sperrholzwinkel in verhältnismäßig enger Folge Querwände eingezogen werden, welche auf den Stegen der gelochten Seitenwände verleimt sind.

Zur sachgemäßen Herstellung der Träger erfahren die oben angeführten Teile stellenweise eine Erweiterung oder auch eine Ergänzung durch kleine Verbindungsteilchen, z. B. werden bei Trägern *D* die Schenkel eines U-Profils in gewissen kurzen Abständen durch Aufleimen von Stegplättchen (*s*) zusammengehalten (s. *D2* Abb. 23). Die Streben erhalten stellenweise eine verbreiterte Anschlußfläche je nach den Kraftwirkungen und der Haftfestigkeit des verwendeten Leims. Dasselbe gilt von den Gurtungen, wie z. B. in Abb. 23 bei Träger *A* und *B* und in Abb. 35 bei den Leisten 9 ersichtlich. Bei *D1* werden zur Verbindung von Verstrebungsorganen mit den Gurtungen besondere Laschen angeordnet. Auf genügend groß ausgebildete und richtig bemessene Anschlußflächen, welche man durch solche Mittel erreichen kann, kommt es sehr an, zumal da durch die Leimverbindung auch Momente übertragen werden müssen, die in und quer zu den Flächen wirken.

Was Sperrholzträger zu leisten vermögen, zeigen die Zahlentafeln M und N, in denen Abmessungen, Bruchlasten und Gütegrade verschieden geformter Träger wiedergegeben sind. Man sieht u. a. daraus, daß bei Knickbeanspruchung die T-Träger 1 an letzter, dagegen die Vierkant-Träger 4 an erster Stelle stehen. Bei den auf Biegung beanspruchten Trägern rangieren die Doppel-U-Träger 6 und 7 an erster, die Doppel-T-Träger 1 an letzter und die Vier-T-Träger 8 an vorletzter Stelle. Dazu ist zu bemerken, der U-Träger ist verhältnismäßig steif und sehr breit, daher wird der gedrückte Gurt von dem gezogenen gegen Ausknicken besonders gut gehalten. Beim Doppel-T-Träger ist das, da nur eine Strebenwand vorhanden, nicht in dem Maße der Fall. Der Vier-T-Ttäger hat zwar eine große Steifigkeit, aber seine Verstrebung ist nicht für größere Querkräfte konstruiert (Knickträger). Im übrigen gilt das bei den Metallträgern über Konstruktion und Gütegrad Ausgeführte sinngemäß.

B. Verbindungen.

Als Verbindungsmittel zwischen Holz und Holz dient der Leim, besonders die wasserfesten Erzeugnisse. Nicht wasserfeste können nach Früherem auf lange Zeit wasserfest gemacht werden. Eine Leimfläche wird beim Abreißen in ihrer Ebene auf Abscheren je nach der Leimart mit 20 bis 40 kg/cm², senkrecht dazu nur bis etwa 3 bis 7 kg/cm² beansprucht. Die zu verbindenden Hölzer müssen zur Vermeidung von Hohlräumen und zwecks guten Eindringens

Zahlentafel M. Gütegrade von Sperrholzträgern. Knickträger (Kugellagerung).

Nr.	Bezeichnung	Nach Abbildung	Ges. Gurtquerschnitt F_o cm²	Trägerlänge L_o cm	Trägerhöhe und Breite h, b cm	Knicklast P_k kg	Gewicht pro lfd. Meter kg/m	Gütegrad G_k kg/kg/m
1	2-Gurtträger mit T-Gurten und 2 seitlichen Abspannungen an jedem Gurt	36 A 23 A	13	259 = 3 × 86	24 6,50	2400	1,011	2380
2	2-Gurtträger mit U-Gurten und 1 seitlichen Abspannung an jedem Gurt	36 D 23 D	11,90	262	24 10	4500	1,118	4025
3	3-Gurtträger	36 H 23 H	16,56	259	20 23	3460	1,34	2580
4	4-Gurtträger mit T-Gurten	36 J 23 J	25,30	411	23 23	6620	1,95	3400

Zahlentafel N. Gütegrade von Sperrholzträgern.
Biegungsträger (Schneidenlagerung) (Einzellast *P* in der Mitte; außer bei Träger 6.)

Nr.	Bezeichnung	Nach Abbildung	Querschnitt des Druckgurts F cm²	Trägerlänge L_0 cm	Trägerhöhe b und Breite h cm	$\frac{L_0}{h}$	Bruchlast Pb kg	Gewicht pro lfd. Meter kg/m	Gütegrad G_k kg/kg/m
5	2-Gurtträger mit T-Gurten und 2 seitlichen Abspannungen an jedem Gurt	36 A 23 A	7,5	250	24 6,5	10,4	510	1,52	340
6	2-Gurtträger mit U-Gurten, Last gleichmäßig verteilt	36 D 23 D	8,4	356	24 10	15,2	720	1,52	472
7	dto. Einzellast in der Mitte	36 D 23 D	7,5	250	24 10	10,4	1100	1,53	722
8	4-Gurtträger mit T-Gurten (keine Biegungsstreben	36 J 23 J	11,75	250	23 23	10,9	746	2,03	368
9	2-Gurtträger mit Rohrgurten	36 E 23 E	10	220	19,2 5	11,6	630	1,50	422

Digitized by Google

des Leims fest aufeinander gepreßt sein. Stoßverbindungen werden ähnlich wie die der offenen Metallprofile hergestellt und brauchen nicht erörtert zu werden. Zu bemerken ist nur, daß alle Laschen und Verbindungswinkel zwecks Anpassung an die allmähliche Kraftaufnahme an den Enden schneidenartig auslaufen, ein Gewichts- und Festigkeitsvorteil, der bei Metallen nicht so einfach zu erreichen wäre. Bei Trägerbrüchen läßt sich das schadhafte Stück leicht herausschneiden und ein Ersatzstück durch Anschiften (s. schräge Fuge Abb. 72) ohne Festigkeitsverlust einleimen, zumal, da sich beim Holz wegen seiner hohen Elastizität die Überbeanspruchung und Zerstörung meist auf eine einzige schwache Stelle beschränkt. Die Verstärkung von Trägern durch Aufleimen von Leisten oder Furnierstreifen und Winkeln auch außerhalb der Werkstätte geht sehr leicht vonstatten.

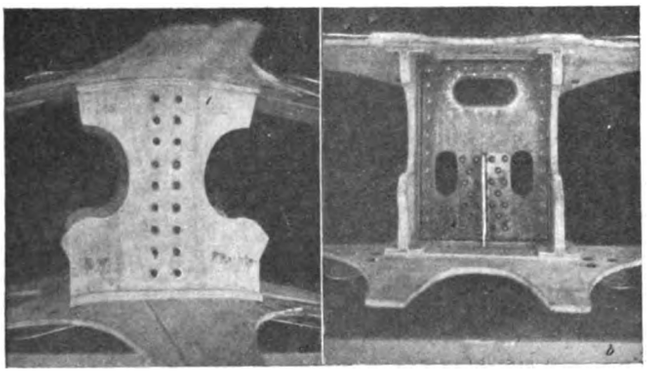


Abb. 25. Knotenpunkt eines Hauptrings (verspannt).

Die Ausbildung von Knotenpunkten geschieht ebenfalls in ähnlicher Weise wie bei der Metallkonstruktion, jedoch sind 2 Umstände zu beachten:

1. Man kann Profilstäbe aus Holz (Abb. 35) wohl von vornherein mit einer Krümmung versehen, aber nicht nach Bedarf in der Konstruktionswerkstatt biegen und vor allem keine räumlich gebogene und sich den Profilwandungen gut anschmiegenden Verbindungsglieder nach der Art der Blechteile der Abb. 22 herstellen, sondern muß sich auf gerade oder schwach gebogene Stücke be-

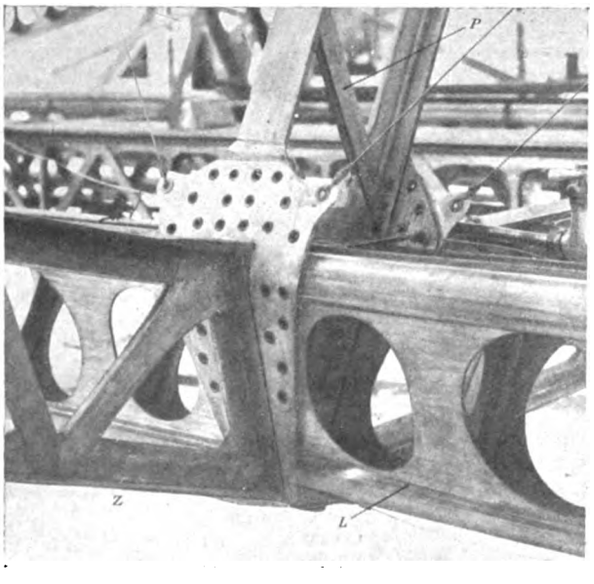


Abb. 26. Knotenpunkt des Laufgang-Untergurts:
L Längsträger
Z Zwischenring
P Pfosten des Laufgangs.

schränken. Dafür lassen sich aber die bei Knotenpunkten entstehenden Hohlräume ohne erheblichen Gewichtsaufwand mit Holz leicht ausfüllen und auf die Art gute und leichte Anschlüsse ermöglichen, wobei solche Knotenpunkte ein weniger aufgelöstes Aussehen erhalten als die aus Metall.

2. Große punktförmige angeschlossene Kräfte, z. B. der Diagonalen, kann man nicht unmittelbar auf das Sperrholz, etwa mittels eines als Auge dienenden Hohlnietes übertragen, sondern sie müssen zunächst an ein Blech oder eine Blechkonstruktion und durch diese an das Sperrholz mittels Hohlnieten als Scherkräfte abgegeben werden, weil sonst Leibungsdruck und Scherwirkung für das Holz zu groß und die Anschlußfläche zu klein sein würde. Der Abstand der Hohlniete von 7 bis 20 mm Außendurchmesser ist

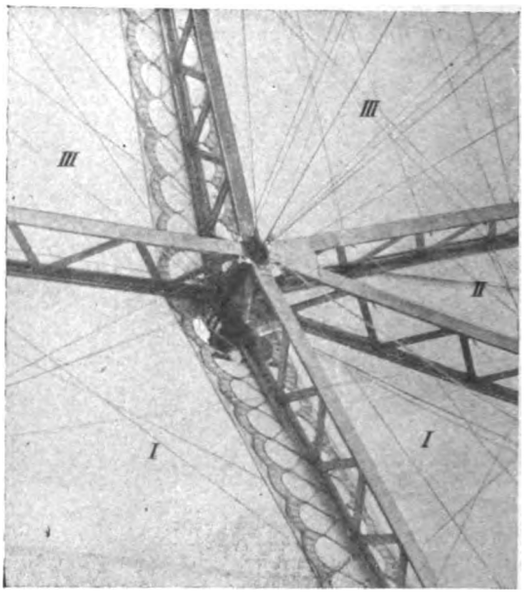


Abb. 27. Knotenpunkt von 5 Trägern des Gerippes.

gleich dem dreifachen von Niet zu Niet, gleich dem zweifachen Durchmesser von Niet zur Holzwand anzunehmen. Als Blechmaterial eignet sich seiner Vermittlerrolle entsprechend am besten das Dural mit Stahlhohlnieten als Augen, weil es den Angriff einer großen Kraft an einen Punkt und eine große Verteilungsfläche bei verhältnismäßig kleinem Gewicht ermöglicht. Solch ein Blech

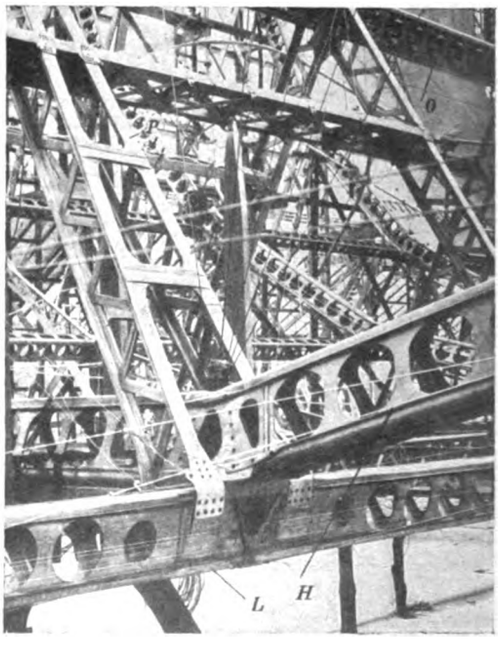


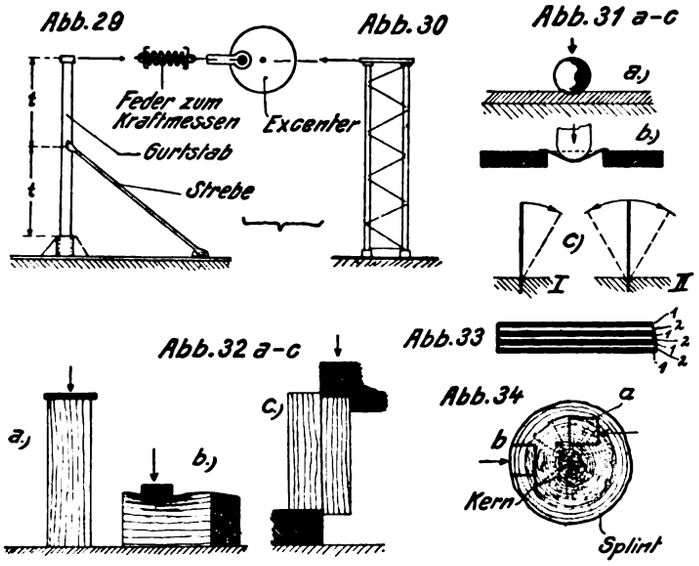
Abb. 28. Knotenpunkt des Laufgang-Untergurts:
H Hauptring (verspannt)
L Längsträger (Untergurt)
P Pfosten des Laufgangs.

ist unbequem, wenn es beiderseits mit Holzflächen in Berührung kommt, da die Holzkonstruktion auf diese Weise unterbrochen wird.

Der allgemeine bei der Metallkonstruktion besprochene Fall der Lage der Achsen in drei Ebenen mit übereinander geführten Gurten bei gleichen Trägerhöhen erfordert z. B. eine Anordnung nach Abb. 70, bei der ein Viergurt- und ein Doppel-U-Träger gekreuzt sind und eine Verspannung (oder ein Träger) unter einer gewissen Neigung zur Schnittlinie beider Trägerebenen angreift.

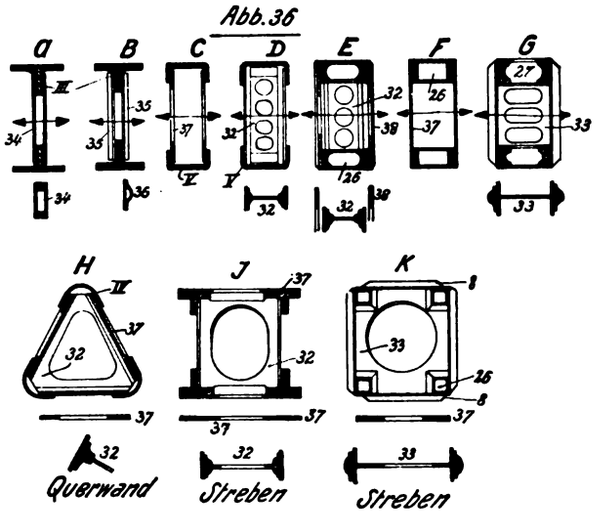
Digitized by Google

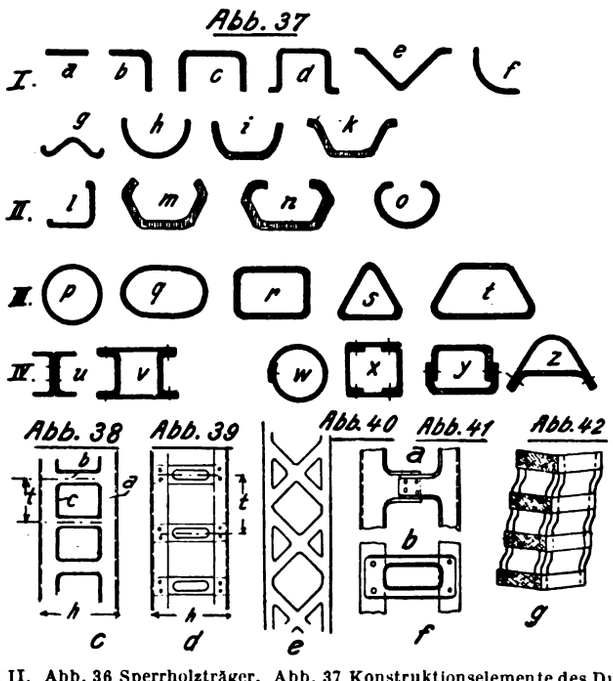
Der Träger 1 erhält innerhalb des Knotenpunkts Wände 3, über beide greift das geflanschte und mit einem Auge versehene Doppelblech 7. Die beiden Wände 3 sind an den Wänden 4 des Trägers 2 mittels Winkel angeschlossen, durch die untere Knotenlasche 6 durchgeführt und am unteren Gurt von 1 angeleimt, Lasche 6 liegt an 2 an, ist mit dem unteren Gurt von 1 durch Winkel 8 verbunden und trägt 4 Verspannungsbleche 9 für Diagonalen. Die Wände 3 und 4 setzen gleichzeitig die Strebenzüge der Seitenwände fort, in denen sie liegen. Die Lasche 5 ist zur Aufnahme und Übertragung der aus dem Blech 7 herstammenden Kraftkomponenten in ihrer Ebene bestimmt. Das Blech gibt diese Kräfte durch abgebogene Flansche 10 bzw. durch Vermittlung von Winkeln an die Lasche ab. In ähnlicher Weise läßt sich auch die Kreuzung nicht gestoßener andersartiger Träger bewerkstelligen und für die größten Kräfte ausbilden.



Tafel I. Abb. 29—31 Versuchsanordnungen. Abb. 32—34 Aufbau des Holzes. Abb. 35 Konstruktionselemente des Sperrholzes.

Einfacher und leichter und daher bevorzugt ist der Stoß zweier gleich hoher bündig liegender Träger nach Abb. 25 (*a* und *b*). Zwei Viergurt- und zwei Doppel-U-Träger werden in der Hauptsache an zwei parallel liegende Laschen angeschlossen, und zwar dienen ihre hervorstehenden Doppellappen zur Verleimung zweier T-Gurte des Viergurt-Trägers, die einfachen breiteren Lappen zur Befestigung der U-Profile des anderen Trägers. Dieser hat eine gerade, jener, was aus der Krümmung der Laschen hervorgeht, eine gekrümmte Achse. Die Trägergurte werden nach Einführung zwischen die beiden Laschen und Verleimung mit diesen zwecks vollen Anschlusses der Gurt-Querschnitte noch mit Winkeln an die Laschen bzw. an das innerhalb des Knotenpunktes durchgeführte Viergurt-Profil angeschlossen und die Scherkräfte der Strebenzüge ebenfalls durch Winkel auf die in *b* ersichtlichen Seitenwände des Knotenpunktes übertragen, welche selbst durch eine Blechkonstruktion miteinander zur Weiterleitung der Scherkräfte verbunden sind. Dieser Blecheinbau dient zum Anschluß der Kräfte der dritten Ebene und hat zu dem Zweck ein durch die obere Lasche durchgestecktes Auge, welches hier in der Mittelebene des Viergurt-Trägers liegt und durch seitliche Blechwinkel Kräfte in Richtung des Trägers an die Lasche abgeben kann. Auf der Außenseite der Knotenlaschen liegen die Knotenbleche für die Diagonalen (Augen sichtbar). Aus der »ZFM« 1921, Heft 8, Abb. 11 und 29 bis 35 ist der Knotenpunkt mit vier anschließenden Trägern ersichtlich. Eine weitere Abbildung 13 daselbst gibt einen ähnlichen Knoten mit 5 angeschlossenen Trägern





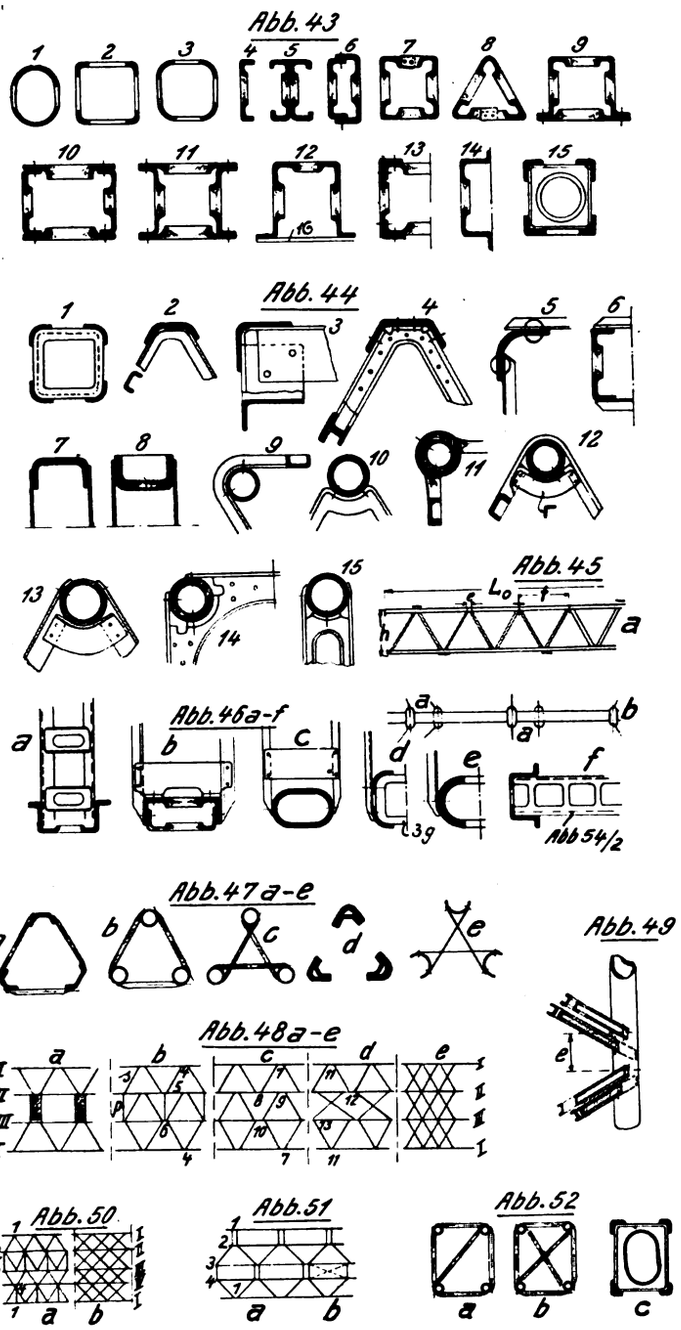
Tafel II. Abb. 36 Sperrholzträger. Abb. 37 Konstruktionselemente des Durals. Abb. 38—42 Träger aus Dural.

wieder, von denen der fünfte (Laufgangpfosten) stumpf aufgesetzt ist. In Abb. 26 der gegenwärtigen Arbeit entspricht dem Viergurt-Profil ein Doppel-T-Profil, den zwei Knotenpunktswänden eine einzige Querwand, auf die sich der Träger *P* der dritten Ebene aufsetzt. Dessen Anschlußlaschen sind zwecks Durchführung der Verbindungslaschen der beiden anderen Doppel-T-Träger geschlitzt und das darauf ruhende Knotenblech ausgesparrt, damit die Scherkräfte beider Träger durch Holzwinkel angeschlossen werden können; denn ein solcher Anschluß ist viel fester als der durch aufgenietete Blechwinkel. Das ausgesperrte Blech dient zur Befestigung von Verspannungen in einer Ebene, die durch den gerade durchlaufenden (*L*) und den in der dritten Ebene liegenden Träger (*P*) gebildet wird.

Die Abb. 27 zeigt die Zusammenführung von 5 Trägern, die in 3 Ebenen I, II, III liegen. In einer vierten Ebene greifen Drahtverspannungen an.

Digitized by Google

Eine hiervon abweichende ältere Konstruktion ist aus Abb. 28 ersichtlich. Die sich kreuzenden Träger führen aneinander vorbei, so daß sie eine dazwischen gelegte Knotenlasche berühren. Sie muß zur Anbringung der Knotenbleche ziemlich weit hervorragen. Das Auge für die Drähte der dritten Ebene, welches in dem Knickpunkt des Trägers *H* herausragt, ist mittels einer in der Trägermittelebene liegenden Blechwand an zwei Querwänden aus Blech angeschlossen, die ihre Kräfte mittels abgebogener Schenkel und Hohl-

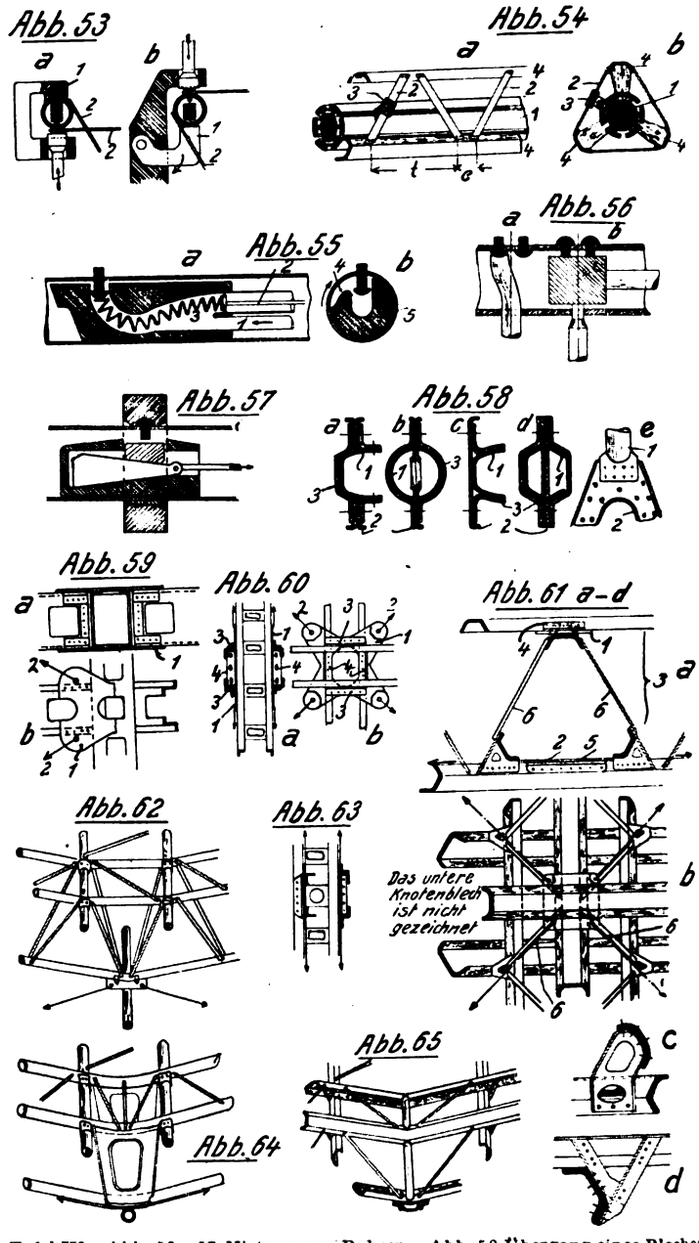


Tafel III. Abb. 43—52 Träger aus Dural.

nieten (Abb. 28) auf die Seitenwände des Trägers übertragen. Der Blecheinbau wird bei Bedarf in den unteren Träger hinein fortgesetzt, um etwa große Auflagerkräfte desselben aufzunehmen. Für gewöhnlich genügt die einfache Verleimung des unteren Trägers an den Knotenlaschen und seine Aussteifung mit Holzquerwänden wie üblich; auch die Sicherung der Leimfläche der Lasche durch Mutterschrauben aus Duralumin kommt zur Anwendung. Einzelkräfte, die vom Metall in das Holz oder von Holz zu Holz, z. B. von Träger zu Träger im Falle der Abb. 28 nicht als Scher-, sondern als Zugkräfte übertragen werden müssen, machen ebenfalls eine Verschraubung nötig, etwa nach Abb. 71, wobei die Platte 1 biegefest ausgebildet und mittels ausreichender Leimfläche 2 und Futterhölzer 5 an die Kraft aufnehmende Querwand 3 angeschlossen ist, ohne die Winkel 4 zum Aufbiegen zu veranlassen.

Im Holzbau, insbesondere im Knotenpunktsbau, machen Ungenauigkeiten in der Fabrikation oder nachträgliche Änderungen nicht solche Schwierigkeiten wie im Metallbau. Denn, wie schon früher erwähnt, läßt sich die gewünschte Form durch Aufleimen von entsprechenden Holzstücken jederzeit unter verhältnismäßig geringen Gewichtsaufwand erreichen.

Ebenso kann man nach der Fertigstellung der Holzknotenpunkte Aussparrungen vornehmen, insbesondere solche, die man vorher wegen der Möglichkeit der Konstruktionsänderung beim Entwurf fortfallen lassen mußte. Bei Metallträgern dagegen würde ein solches Verfahren unzweckmäßig sein, weil eine nachträgliche Bördelung Schwierigkeiten macht.



Tafel IV. Abb. 53—57 Nietung von Rohren. Abb. 58 Übergang eines Bleches in ein Profil. Abb. 59—65 Knotenpunkte der Duralkonstruktion.

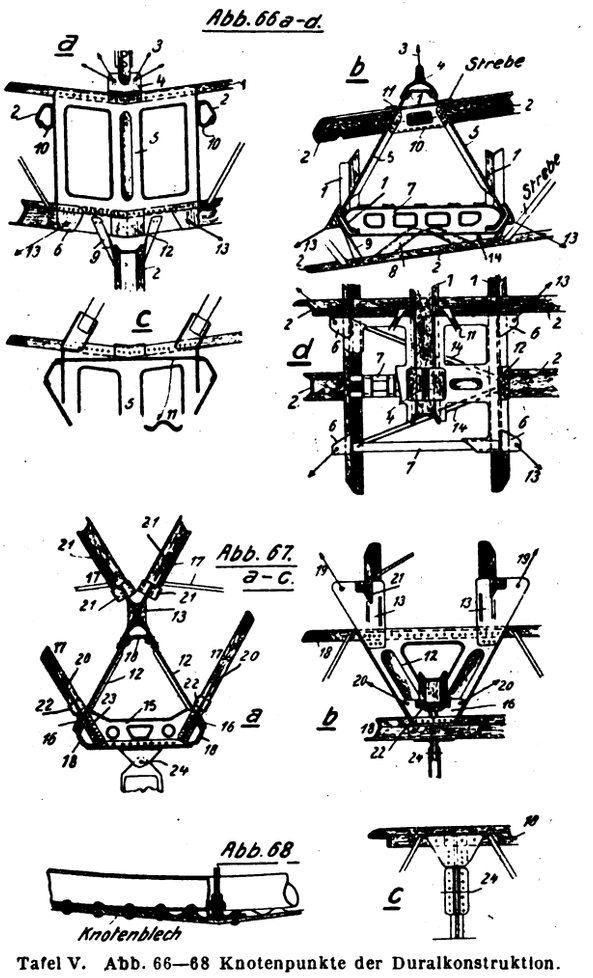
IV. Schlußbemerkung.

Zum Schluß sei erwähnt, daß die verwendeten Lichtbildaufnahmen, soweit sie nicht vor oder im Kriege gemacht waren, von Versuchsstücken herrühren, da alle eingebauten oder für den Einbau bestimmten Teile auf Grund des Versailler Vertrages vernichtet werden mußten. Ferner war aus Gründen der Geheimhaltung eine gewisse Auswahl der dargestellten Gegenstände Bedingung.

Im vorstehenden sind Baustoffe und Ausführungsarten der Metall- und Sperrholzkonstruktion des Starrluftschiffes unter dem Gesichtspunkte der konsequenten Anpassung der Baustoffe an die wirkenden Kräfte behandelt worden. Wie ersichtlich, bilden (gemäß der Größensteigerung der Luftschiffe und Kräfte) die Baustoffe Sperrholz, Dural, Stahl eine aufsteigende Reihe, ebenso die Kon-

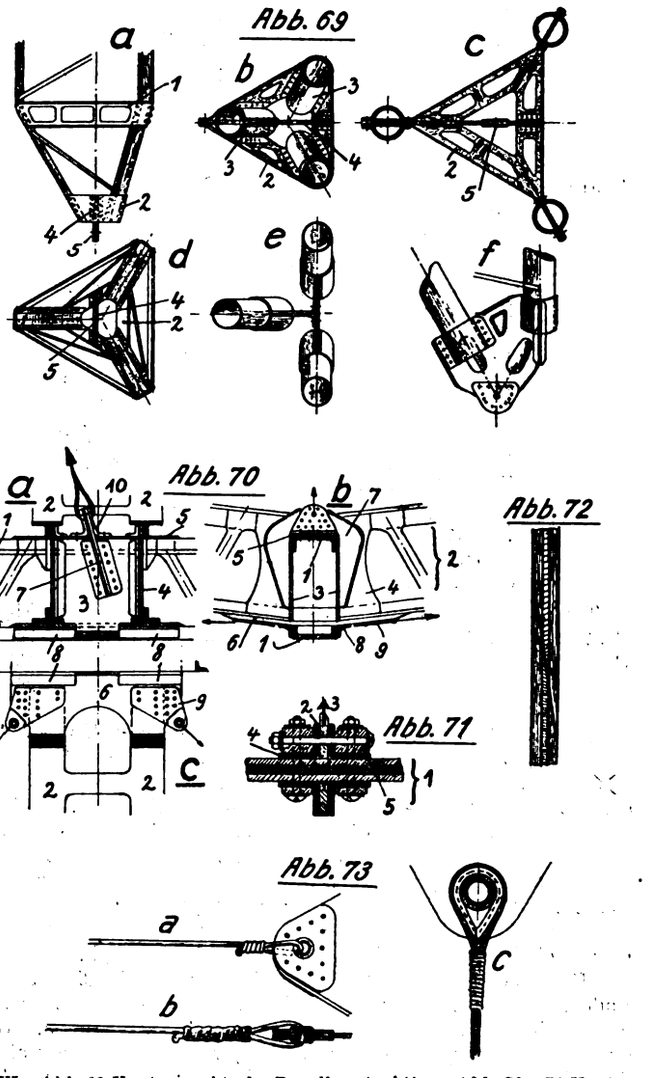
Digitized by Google

struktionen aus offenen und geschlossenen Profilen. Eine weit schwierigere Aufgabe als die der Anpassung ist die der Ermittlung der Axialkräfte des Gesamtsystems. Sie bildet ein Gebiet für sich und kann daher im Rahmen dieser Arbeit nicht erörtert, sondern nur kurz angedeutet werden. Die Berechnung des Gerippes als ein einziges, quer versteiftes, kuppelartiges Raumfachwerk erfordert wegen des hohen Grades seiner statischen Unbestimmtheit mehr Zeit und Mühe, als in der Praxis zu Gebote steht. Daher zerlegt man für die Praxis vorteilhafterweise das ganze Gebilde in



Tafel V. Abb. 66—68 Knotenpunkte der Duralkonstruktion.

Einzeltragwerke, wie Haupttragwerk oder äußeres Gerippe, Querversteifungswände (Hauptringe), Laufgang und Leitwerk, stellt auf Grund vereinfachender bewährter und kontrollierter Annahmen über die Steifigkeitsverhältnisse die Kräfte und Deformationen des Haupttragwerks fest und berechnet mit deren Hilfe und aus den jeweils angreifenden Kräften die Stabkräfte des Einzeltragwerks. Die gewonnenen Resultate kann man zur Berichtigung der ursprünglichen Annahmen verwenden und den ganzen Rechnungsvorgang wiederholen; jedoch erübrigt sich das in den meisten Fällen, da jene Resultate genau genug ausfallen. Der Umfang der Rechenarbeit ist immerhin noch erheblich, weil einmal die Einzelgebilde noch vielfach (z. B. 20fach) statisch unbestimmt und sodann die ver-



Tafel VI. Abb. 69 Knotenpunkte der Duralkonstruktion. Abb. 70—71 Knotenpunkte der Sperrholzkonstruktion. Abb. 72 Anschiftung von Sperrholz. Abb. 73 Drahtbefestigung.

schiedensten statischen und dynamischen Belastungsfälle des Schiffes zu berücksichtigen sind. Dazu kommt noch die Ermittlung der Biegungsbeanspruchungen der verschiedenen Trägerteile, wie eingangs erwähnt.

Eine Veröffentlichung über diese sehr interessanten Untersuchungen muß einem späteren Zeitpunkt vorbehalten bleiben.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [04] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Der englische Swanson-Freeman—„S. S. 4", einstieliger, verspannter Zweisitzer-Doppeldecker, unterscheidet sich vom Sportflugzeug (Modell 3) mit 28 PS-Lawrence (zwei gegenüberliegende Zylinder) durch größere Abmessungen und Leistung. Rumpffachwerk aus Spruce und Esche (für die Holme vor dem Sitz), stromlinig verkleidet. Flieger und Gast nebeneinander, Doppelsteuerung, jeder Knüppel oben mit Zündschalter. Quersteuerleitungen in den Flügeln; diese sind dreiteilig, äußere Stücke oben und unten austauschbar. Mittelstück oben mit 4 Stielen über dem Rumpf gehalten, unten durchlaufend, am Fahrgestell befestigt. I-Holm und I-Stiel aus gesperrtem Spruce, gegliederte Rippen. Doppelte Hub- und Gegenseile 4 mm Durchm. Höhenflosse vom Sitz einstellbar, oben halbe Wölbung wie unten. Leitwerk hat gutes Seitenverhältnis Kielflosse mit Rumpf zusammengebaut. Besondere Ruderanlenkung ohne Spalt.

Schwanzsporn Esche mit Gummifederung. Fahrgestell V-förmig mit geteilter Achse, stromlinige Eschenstiele, Gummiabfederung.

Leichtes Aufrüsten, da nach Einstellen der Mittelstücke die Flügel „sich selbst richtig einstellen".

Luftgekühlter 9-Zylinder-
Le Rhône . . . . . 80 PS
Drosselbar bis . . . . . 900 pro min

Digitized by Google

	Spannweite oben und unten	8,5	m
	Flügeltiefe	1,32	m
	Flügelabstand	1,47	m
	Staffelung	0,51	m
	Länge	6,58	m
	Höhe	2,59	m
	Räder	660 × 76	mm
	Spurweite	1,52	m
	Flügelprofil	USA 27	
	Einstellwinkel oben 1½°, unten	0°	
	Schränkung	1½°	
	V-Form	4°	
Flächen:	Flügel	20,8	m²
	Höhenflossen	1,48	m²
	Querruder	2,60	m²
	Höhenruder	1,02	m²
	Kielflosse	0,46	m²
	Seitenruder	0,46	m²
	Fluggewicht	703	kg
	Leergewicht	444	kg
	Flächenbelastung	33,8	kg/m²
	Leistungsbelastung	8,8	kg/PS
	Flächenleistung	3,8	PS/m²
	Geschwindigkeitsbereich	50—153	km/h
	Steigfähigkeit	4	m/s
	Gleitwinkel	1:10	
	Flugdauer	3	h
	Benzinvorrat	91	l
	Ölvorrat	45	l.

— The Swanson-Freeman „S. S. 4" Two-Seater Biplane; Flight **16**, Nr. 792 (9) vom 28. Februar 1924, S. 116 (2 Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlent.). Über das erwähnte Modell 3 vgl. Flight vom 17. Mai 1923. *E.* 40401.

Flugzeuge. Der neue amerikanische Swallow-Verkehrs-Dreisitzer, verspannter Einstieler-Doppeldecker mit 90 PS-Curtiß O × 5, zeichnet sich durch kleine Abmessungen, leichte Steuerbarkeit, geringe Beschaffungs- und Unterhaltungskosten aus. Holzdrahtrumpf mit abnehmbarem Stahlrohr-Motorbock. Gepolsterter Sitz von 0,83 m Breite reicht für 2 Reisende. Sporn kann zum Ausbessern der Gummifederung in wenigen Minuten als Ganzes herausgenommen werden. Kühler hängt unter dem Rumpf, wiegt nur 12 kg. Kühlanlage reicht mit 15 l Wasser an den heißesten Tagen aus. Aluminiumbenzinbehälter von 125 l. Notbehälter 15 l für ½ h.

Mitte der gebrochenen Fahrgestellachse liegt 0,5 m über dem Boden. Steuerleitungen und Ruderhebel möglichst verdeckt. Flügelholme aus Sperrholz, ausgehöhlt, Spruce-Rippen. Höhen- und Seitenruder ganz (?) aus Metall, verdrehfeste Stahlrohre mit Stahlrippen und Duralumin-Hinterkanten; Höhenflosse Spruce.

	Spannweite	9,75	m
	Tiefe oben und unten	1,52	m
Flächen:	Flügel	27,9	m²
	Querruder	3,24	m²
	Höhenruder	1,54	m²
	Seitenruder	0,76	m²
	Kielflosse	0,33	m²
	Höhenflossen	1,95	m²
	Leergewicht mit Kühlwasser	567	kg
	Nutzlast	318	kg
	Flächenbelastung	31,7	kg/m²
	Leistungsbelastung	9,8	kg/PS
	Flächenleistung	3,2	PS/m²
	Höchstgeschwindigkeit	153	km/h
	Landegeschwindigkeit	56	km/h
	Flugdauer mit Vollgas	4	h
	Anlauf bei 2 m/s in 400 m Höhe	70	m
	Gipfelhöhe	5,5	km.

— The 1924 Swallow Commercial Three-Seater; Aviation **16**, Nr. 7 vom 18. Februar 1924, S. 179 (1½ Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlentaf.). *E.* 40402.

Strömung. Die Umrechnungsformeln für Doppeldecker nach Prandtls Mehrdeckertheorie ergeben nach Vergleichsversuchen mit einfachen Anordnungen verschiedener Flügelabstände und -abmessungen, aber ohne Staffelung und Schränkung noch Abweichungen, die durch den Unterschied der wirklichen Auftriebsverteilung über die Spannweite gegen die angenommene elliptische erklärt werden können. Die »Gütegrade« für die Umrechnung von Widerständen und Anstellwinkeln müßten theoretisch für jeden Auftrieb übereinstimmen. Diese ergeben sich aber durchweg größer als jene, wahrscheinlich, weil die Theorie Flügel endlicher Tiefe durch eine tragende Linie annähert und die scheinbare Krümmung des Profils vernachlässigt.

Für die Doppeldeckeranordnung, bei der sich die größten Unstimmigkeiten gezeigt hatten, wurde bei einem weiteren Modell die elliptische Auftriebsverteilung durch verwundene Flügelenden erzwungen. Hierbei störten die stark verwundenen Flügelenden und der geänderte Kennwert, doch ist gezeigt, daß bei elliptischer Auftriebsverteilung die Umrechnungsformeln zulässig sind. — *C. Wieselsberger*, Experimentelle Prüfung der aus der Mehrdeckertheorie folgenden Umrechnungsformeln für Doppeldecker; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 4, S. 35 bis 41 (6 S., 10 Schaub., 12 Zahltaf.). *E.* 40403.

Strömung. Ein Wasserflugzeugmodell von 1,215 m Spannweite wurde mit verschiedenen Ruderausschlägen (+ 15° bis — 15°) und Einstellungen der Schwimmer gegen die Flügelsehne (0° bis — 8°) in üblicher Weise gemessen. Höhenruderlegen wirkt am stärksten auf die Luftkraftmomente, vergrößert aber auch den Gesamtwiderstand bei starken Ausschlägen. Die Einstellung der Schwimmer hat keinen Einfluß auf die Polare. Die Schwimmermomente vermögen die Längsstabilität nur unbedeutend zu ändern. — *C. Wieselsberger*, Untersuchung eines Wasserflugzeugmodells; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 9, S. 65 bis 68 (3½ S., 3 Skizz., 3 Schaub., 8 Zahltaf.). *E.* 40404.

Strömung. Runde und quadratische Stromlinienkörper von gleicher Länge und gleichem Rauminhalt wurden verglichen. In der symmetrischen Stellung ist der runde (Parseval-) Körper günstiger, wegen der geringeren Oberflächenreibung; bei Neigungen hat der quadratische, vor allem, wenn parallel zur Diagonale verdreht, mehrfach größeren Auftrieb und besonders höheren Widerstand. Unsymmetrien der Ergebnisse können von Einflüssen der Aufhängung auf die sehr kleinen Meßkräfte herrühren. — *C. Wieselsberger*, Luftkräfte auf einen Stromlinienkörper mit rundem und quadratischem Querschnitt bei Schrägstellung; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 10, S. 68 und 69 (1 S., 2 Skizz., 1 Schaub., 3 Zahltaf.). *E.* 40405.

Strömung. Tragflügel in Bodennähe haben wegen der abnehmenden Störungsgeschwindigkeit von den Wirbelzöpfen her geringeren Randwiderstand, der sich mit dem Spiegelungsverfahren berechnen läßt und eine Berichtigungsformel ähnlich der für Umrechnung auf anderes Seitenverhältnis ergibt. Gemessene und umgerechnete Polaren stimmen bis zur Auftriebszahl 1,1 gut überein. — *C. Wieselsberger*, Der Einfluß der Erdbodennähe auf den Flügelwiderstand; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 5, S. 41 und 42 (1½ S., 1 Schaub.). *E.* 40406.

Strömung. Zum Berichtigen wegen der Strahlbegrenzung bei Messungen langer Flügel im Windkanal hat Prandtl je eine Formel für Widerstand und Anstellwinkel aufgestellt, die sich im praktischen Bereich durch einen Ausdruck von der Gestalt der Umrechnungsgleichungen auf anderes Seitenverhältnis annähern läßt. 5 Flügelmodelle von verschiedener Spannweite (zwischen 0,6 und 1,8 m), aber mit gleichem Seitenverhältnis 1 : 5 wurden im großen Windkanal (2,24 m Durchm.) bei der gleichen Reynoldsschen Zahl gemessen. Die Polaren decken sich nach Umrechnen mit der genaueren Formel gut, mit Ausnahme der für 1,8 m Spannweite, die noch zu hohe Widerstände, also zu geringe Berichtigung des Strahleinflusses ergibt. Für Modelle bis zu 1,50 m Spannweite läßt sich dagegen die Polare einwandfrei bestimmen.

Die Anstellwinkeländerung infolge der senkrechten Störungsgeschwindigkeit läßt sich nicht so gut berichtigen, wie die Auftragung der Auftriebsbeiwerte abhängig vom gemessenen und vom umgerechneten Anstellwinkel zeigt. »Es bleibt eine systematische Abweichung zurück, die als Einfluß der Strahlkrümmung zu deuten sein dürfte.« — *C. Wieselsberger*, Experimentelle Prüfung der Berichtigungsformel für Flügel von großer Spannweite im Luftstrahl der Versuchsanstalt; *L. Prandtl und andere*, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, IV, 1, S. 17 bis 20 (3½ S., 5 Schaub., 5 Zahltaf.). *E.* 40407.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JUN 23 1924
Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

10. Heft | München, 26. Mai 1924 | 15. Jahrgang

13. ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL

vom 2. bis 5. September 1924 in Frankfurt a. M.

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

ASKANIA

Glockenkompasse

Kompasse und Bordinstrumente für Luftfahrzeuge, Geschwindigkeitsmeßstationen

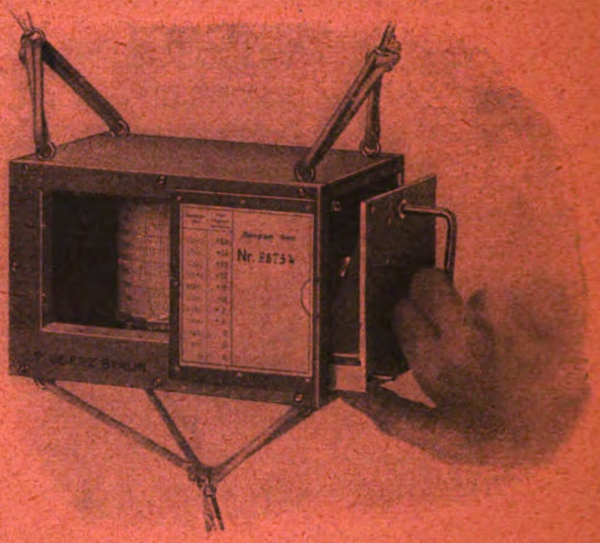
ASKANIA-WERKE A.-G.
vorm. Carl Bamberg
BERLIN-FRIEDENAU
Kaiser-Allee 87–88

Metall-Gießerei
Wichmann & Weber
Göttingen E
Telephon 1444 u. 1105 / Postschließfach 75

Gelbguß, Rotguß,
Aluminiumguß usw., Modellguß,
roh und bearbeitet. Garantiert absolut dicht

GOERZ

Höhenmesser, Höhenschreiber, Neigungsmesser sowie andere Flugtechnische Meßinstrumente



Prospekte kostenlos
Opt. Anstalt C. P. GOERZ A.-G.
Berlin-Friedenau 203 (23)

Oeynhausen
Warnemünde
Bückeburg
Heidelberg
Der **Mark-Eindecker** fliegt in
Berlin
Breslau
Hannover
Münster
Magdeburg
Königsberg

Das Flugzeug für jedermann
30 PS Einsitzer
45 „ Zweisitzer
Erstklassige Fliegerschulen

Stahlwerk Mark Breslau A.-G.
Breslau, Teichstr. 21 — Tel. 9600-02

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D·R·P 222960
D·R·P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G·M·B·H
FRANKFURT A·M

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

10. Heft | 26. Mai 1924 | 15. Jahrgang

Flughäfen im neuen Deutschland.

Von v. Tschudi, Berlin.

Man stößt in Laienkreisen noch oft auf die Ansicht, der Flugverkehr müsse deshalb viel billiger sein als der auf der festen Erdoberfläche, weil er nur der Verkehrsmittel, nicht aber besonderer Verkehrswege bedürfe. Leider sind wir noch nicht so weit, daß wir im Luftverkehr von jedem Platze, jedem Acker, aus jedem Garten und von jedem flachen Dache eine Luftreise antreten können. Wir bedürfen der Lufthäfen als Abflug- und Landungsstellen im Flugverkehr ebenso nötig wie im Eisenbahnverkehr der Bahnhöfe.

Wie einst der Fürst von Waldeck gesagt haben soll: nun will ich aber auch in meinem Lande eine Eisenbahn haben, und wenn sie 1000 Taler kostet, so denken heute oft die Stadtväter nicht nur von Krähwinkel und Schilda, nein sogar von Landes- und Provinzhauptstädten, wenn sie einen Flugplatz zur Verfügung stellten, so müßten sie im internationalen Luftverkehr angeflogen werden. Wenn sie dann eingesehen haben, daß ein Kinderspielplatz als Lufthafen oder Flugplatz nicht genügt, und schweren Herzens bereit sind, auf einem Exerzierplatz einige Einebnungen vorzunehmen, dann wundern sie sich, daß nun niemand das feste Versprechen geben will, daß ihre Stadt dann Halteplatz im Luftverkehr werde. Wie oft hat man sagen müssen: stellt genügend zahlende Passagiere, die an- und abfliegen, dann werdet ihr schnell einen Luftverkehr haben.

Viele Sachverständige glaubten nach dem Kriege, es werde sich bald ein Bedürfnis zu gelegentlichem Luftverkehr zwischen Großstädten zeigen. Diese Hoffnung hat sich nicht verwirklicht, vielmehr haben sich lediglich feste Linien entwickelt, die aber insoweit bald wieder eingingen, als sie nicht einem internationalen Luftverkehr dienten. Dadurch ist mancher Flugplatz wieder verödet, da ja von einer Benutzung zur Schülerausbildung wegen deren Kosten nicht die Rede war. Wenn die Betriebskosten im Luftverkehr nicht so hohe wären und dieser (mit wenigen Ausnahmen) nicht nur auf Grund gewährter großer Subventionen erfolgte, dann würden die Aussichten günstiger sein, dann gäbe es vielleicht auch einen Pendelverkehr zwischen Großstädten, der einen Wettbewerb mit anderen Verkehrsmitteln darstellen könnte. Alle Fragen der Rentabilität führen auf die Motorenfrage zurück. Solange man für einen Motor in eine vorsichtige Kalkulation nur eine Lebensdauer von wenigen hundert Stunden einsetzen darf, solange man noch mit einer Gefährdung des Flugzeugs durch Versagen des Motors und dadurch erzwungener Notlandung an ungeeigneter Stelle rechnen muß, solange wird die Rentabilität des Flugverkehrs viel zu wünschen übrig lassen. Wenn man die Notlandung an ungeeigneter Stelle unnötig machen will durch Einrichtung zahlreicher vorbereiteter Notlandungsplätze auf den Flugverkehrslinien, dann erhöht man wohl die Sicherheit des Verkehrs, aber die Rentabilität nur dann, wenn man die Unternehmungen nicht mit den Kosten für die Einrichtung der Notlandungsplätze belastet. Diese müssen dann eben von seiten des Staates oder solcher Kommunen getragen werden, denen die Aussicht auf eine mögliche Gelegenheitslandung am Ort verlockend genug erscheint, um die Kosten zu rechtfertigen.

Im Luftlinienverkehr muß im Interesse der Weiterentwicklung der Luftfahrt unbedingt vermieden werden, die Unternehmungen mit den nicht unbeträchtlichen Kosten zu belasten, die durch zweckmäßige Einrichtung eines Lufthafens entstehen. Das ein Militärflugwesen besitzende Ausland ist in dieser Beziehung sehr viel günstiger gestellt, da sein ziviler Luftverkehr zur Mitbenutzung der Militärflughäfen berechtigt ist. Auch sind dadurch naturgemäß viel mehr Flugplätze vorhanden, die sich besonders gut zu Notlandungsplätzen eignen, da auf ihnen Hilfe und Material erhältlich ist. Als Deutschland auf Grund des Friedensvertrages seine Militärflugplatzanlagen abbrechen mußte, wurden ihm im Gnadenwege einige Anlagen belassen, natürlich nicht aus christlicher Nächstenliebe, sondern weil unsere Gegner den Nutzen erkannten, der ihrem Luftverkehr aus dem Vorhandensein guter Anlagen erwachsen würde, wenn erst der internationale Luftverkehr beginnen würde, wie er endlich jetzt sich tatsächlich verwirklicht. Seit Jahren schweben die Verhandlungen über diese Flughäfen, ohne zu einem beiden Seiten genehmen Ziele zu gelangen. Es handelte sich um die Flughäfen Berlin-Johannisthal, Breslau-Gandau, Braunschweig, Nürnberg-Fürth, Großenhain, Kiel-Holtenau (für Seeflugzeuge), Hamburg, Paderborn, Schleißheim, Norderney (für Seeflugzeuge), Warnemünde (See- und Landflugzeuge), List (Seeflugzeuge), Königsberg-Devau. An diesen (deutscherseits ausgesuchten) Orten sollten einzelne früher militärische Hallen bestehen bleiben, wogegen Deutschland sich verpflichten sollte, die Plätze vorzuhalten.

Ein Teil der genannten Plätze hat seine Bedeutung verloren, ein anderer findet im jetzigen Luftverkehr Verwendung, ohne daß die Frage der Eigentumsverhältnisse der Hallen geklärt ist. Nur wenige Plätze waren private, nämlich Johannisthal und Hamburg (Fuhlsbüttel), Warnemünde gehörte, was den Platz betrifft, der Stadt Rostock, die anderen Plätze waren militärischerseits eingerichtet. Die im jetzigen Luftverkehr aus der Reihe der obigen eine, und zwar wichtige Rolle spielenden Plätze sind Hamburg, Königsberg und Nürnberg-Fürth. Außer diesen wird angeflogen Bremen, Leipzig und neuerdings Dessau (wo sich die Fabrik der Junkerswerke befindet). Berlin hat natürlich im deutschen Luftverkehr überragende Bedeutung — trotz zu belächelnder Bemühungen, die Luftfahrtzentrale nach anderen Orten (z. B. Merseburg!) zu bringen —, aber Johannisthal spielt im Luftverkehr kaum mehr eine Rolle. Durch den Krieg nahm die Entwicklung des Platzes eine einseitige Richtung, nämlich als Schulungs- und Einflugplatz. Der leichte Boden wurde durch den intensiven Betrieb größtenteils jeder Grasnarbe beraubt. Auf den kahlen Sandstellen traten dünenartige Unebenheiten auf, und an manchen Stellen zeigt sich ein eigentümlicher Pflanzenwuchs, nämlich binsenartige Gräser, zwischen deren Wurzelbereich der Wind den Sand hinwegsaugt, auf diese Weise kleine Grasbüschelhügel bildend. Nur mit großen Kosten sind diese Übelstände zu beseitigen. Im Interesse der Versuchsanstalt für Luftfahrt und des sonstigen schwachen Flugbetriebs werden jetzt Planierungsarbeiten ausgeführt. Der große Vorteil von Johannisthal, einen Einsenbahnanschluß zu besitzen, dessen Geleise um den ganzen Flugplatz herumführen, bedingte natürlich eine gewisse Verkleinerung, die aber ohne Bedeutung sein würde, wenn die Bodenbeschaffenheit des Kernes innerhalb der Ringbahn ganz einwandfrei sein würde. Als Platz für Flugveranstaltungen kommt Johannisthal auch kaum mehr in Frage, nachdem die für Zuschauer getroffenen Einrichtungen den militärischen Forderungen im Kriege zum Opfer gefallen sind. Auch die Versuchsleuchttürme sind leider verschwunden und, was wohl am meisten zu bedauern ist, die Station für drahtlose Telegraphie. Sie fiel, während schon der Nachkriegsluftverkehr im Gange war, dem Mangel an Organisation zum Opfer.

Mangel an Klarheit über die organisatorischen Notwendigkeiten hat Johannisthal seine vorherrschende Stellung im Flugwesen verlieren lassen.

Die Frage: staatliche, kommunale, private, monopolisierte Lufthäfen hat innerhalb eines Dutzends Jahre ihre Lösung nicht gefunden. Von privaten Besitzern kann man nicht erwarten, daß sie in ein Unternehmen, das (wie ein Flugplatz im Frieden) nicht gewinnbringend ist, gewaltige Mittel hineinstecken auf die Gefahr, daß ein neu entstehendes Konkurrenzunternehmen alle Arbeit nutzlos werden läßt. Es wäre ein leichtes gewesen, den Johannisthaler Platz in eine üppige Wiese zu verwandeln, und zwar mit recht geringen Kosten; die Nähe von Abwasserleitungen hätte gestattet, in der ganz verkehrsarmen Zeit den Platz zu berieseln und zu pflügen und nach mehrmaliger Wiederholung dieses Verfahrens zu besäen. Aber wie alle Dinge, so hätte auch ein idealer Flugplatz Johannisthal seinen Nachteil gehabt. Er hätte sicher verhindert, daß das Tempelhofer Feld als Lufthafen für Berlin zur Verfügung gestellt worden wäre. Nun besitzt Berlin im Tempelhofer Feld einen Luftbahnhof, wie ihn außer Kopenhagen wohl keine Großstadt aufweisen kann. In wenigen Wochen wird der neue Flugplatz in Betrieb genommen werden. Seine Ausstattung mit einer drahtlosen Station ist behördlicherseits in Aussicht genommen. Man darf aber nicht glauben, daß nun die schwierigen Flugplatzfragen für Berlin restlos gelöst seien. Vielmehr ist nur die Frage des Luftverkehrsplatzes gelöst. Für Schülerausbildung, als Fabrikplatz kommt das Tempelhofer Feld nicht in Betracht. Johannisthal und Staaken haben ihre Flugzeugindustrie und sind weiterhin erforderlich.

Die Internationale Luftfahrtkonvention verlangt für Ausbildung und Einfliegen einerseits, für Luftverkehr anderseits getrennte Plätze, dieser Forderung kann aber (wie mancher anderen) nur entsprochen werden, wenn es sich um sehr starken Verkehr, wie z. B. in le Bourget bei Paris handelt; im allgemeinen muß man in dieser

Digitized by Google

Frage, wie meist im Leben, Kompromisse machen, dies wird bei den übrigen deutschen Plätzen sicher auch fernerhin geschehen müssen.

Als wichtigste deutsche Plätze gelten zurzeit außer Berlin noch Hamburg (Fuhlsbüttel), Königsberg (Devau) und München. Ob bei dieser Stadt das Oberwiesenfeld Lufthafen bleiben und zu einem solchen ausgestaltet werden wird, oder aber das zu weit abseits gelegene, indessen gut ausgerüstete Schleißheim den Sieg davontragen wird, steht noch nicht fest; das hindert aber nicht den Bau der Radiostation, da eine solche je nicht unmittelbar am Platze gelegen sein muß, ja nicht einmal soll, weil die Antennen Luftfahrthindernisse bilden. Allerdings muß für unmittelbare Drahtverbindung zwischen Platz und Station Sorge getragen werden.

Hamburg hat seinen Flugplatz Fuhlsbüttel, dessen Luftschiffhalle dem Friedensvertrag zum Opfer gefallen ist, seit Kriegsende bedeutend verbessert, im besonderen was die moorigen Wiesenboden anbetrifft; auch die Größe des nur 8 km nordnordwestlich von Hamburg gelegenen Platzes ist jetzt ausreichend. Leider ist die Verbindung zum Platz gegenwärtig noch insofern etwas ungünstig, als eine Straßenbahn nicht bis dicht an den Platz führt. Eigentümer ist der Hamburger Staat, der infolge der Anstrengungen Bremens, Hamburg in Flugplatzanlagen zu überbieten, viel für seinen Flugplatz getan hat. Auch Hamburg gehört zu den mit einer Radiostation auszustattenden Plätzen.

Das gleiche gilt bereits für Königsberg-Devau. Dort hat man ein ausreichendes Stück des 2,5 km von der Stadt gelegenen Exerzierplatzes zur Verfügung gestellt. Auf ihm war im Kriege ein Militärflugplatz angelegt worden. Wie oben angedeutet, blieben von den Flugzeughallen zwei bestehen für die Zwecke des internationalen Luftverkehrs. Nun ist Devau ein wichtiger Platz auf dem Luftwege von Deutschland nach Rußland sowie den baltischen Ländern. Der für Landungen günstige Boden, die Nachbarschaft des Exerzierplatzes, die Größe des Lufthafens, die Nähe der Stadt sind Vorzüge des letzteren.

Auf der durch Norddeutschland führenden internationalen West-Ost-Strecke liegt noch der Flugplatz Bremen-Neuenland. Er ist erst nach dem Kriege entstanden in einem Gelände, das vieler Erd- und Wasserarbeiten bedurfte, um für Flugzwecke geeignet zu werden. Der bremische Staat opferte bedeutende Mittel in dem Bestreben, Bremen zum wichtigsten Flughafen Deutschlands zu machen, und im Luftverkehr der letzten Jahre war Bremen nächst Berlin die wichtigste Luftverkehrsstation. Jetzt allerdings führt nur die nördliche West-Ost-Strecke über Bremen und eine Zweiglinie von Hannover dorthin. Der Platz liegt 4 km südlich vom Hauptbahnhof Bremen unweit der Stadt links der Weser und befindet sich in Verwaltung einer Flughafenbetriebsgesellschaft m. b. H., die zwar die Möglichkeiten des Luftverkehrs anfänglich wohl zu optimistisch einschätzte, aber für ihre Rührigkeit alle Anerkennung verdient.

Die Linie München—Berlin führt über den wichtigen Flughafen Nürnberg-Fürth, der eine Zwischenstation in dem Verkehr der französischen Compagnie Franco-Roumaine war, den diese zwischen Straßburg und Prag und von dort einerseits nach Warschau, anderseits nach Wien und Budapest betrieb. Mit dem 1. Januar 1923 hörte diese deutsche Duldungspflicht auf, und nun dient der Flugplatz nur mehr deutschem Verkehr auf der Strecke von Genf über Zürich und München über Frankfurt a. M. Der Platz liegt 5 km nordwestlich von Fürth, 12 km nordwestlich von Nürnberg und hat jetzt neuerdings eine Eisenbahnverbindung — nicht nur ein Anschlußgleis, dieses besteht schon lange — für den Personenverkehr erhalten. Eine F.-T.-Empfangsstation befindet sich am Platze, dessen ausreichend große feste Fläche und Freiheit von nahen Hindernissen für Start und Landung sehr günstig ist.

Der letzte noch zu nennende große im Vorjahre planmäßig angeflogene Flughafen ist Leipzig. Daselbst hatte vor dem Kriege die Stadt auf sehr geeignetem Gelände 5 km nördlich der Stadt bei Mockau einen großen Hafen für Luftschiffe und Flugzeuge angelegt und musterhaft ausgestattet. Die Verwaltung liegt in den Händen der Leipziger Luftschiffhafen- und Flugplatz-A.-G., während jetzt der Betrieb durch die Junkerswerke, Dessau, geleitet wird. Eine in Vorbereitung befindliche Fluglinie Berlin—München wird wieder Leipzig berühren.

Noch zu erwähnen ist der Junkersflugplatz Dessau, weil er die Heimatstation für die Junkersflugzeuge ist. Für den großen Flugverkehr spielt er naturgemäß keine Rolle.

In der vorstehenden Aufführung der Flugplätze sind alle diejenigen geschildert, die deutsche Stationen des internationalen Luftverkehrs sind. Noch im vergangenen Jahre gab es einige Stichlinien, die wegen mangelnden Bedürfnisses in Wegfall gekommen sind. Dies hindert nicht, daß einsichtige Stadtverwaltungen bemüht sind, sich vorhandene gute Plätze zu erhalten, für fehlende oder mangelhafte neue anzulegen. Dresden, dessen Platz an der Elbe bei der Kläranlage ungünstig war, ist gerade im Begriff, auf dem Heller einen neuen Platz anzulegen. Breslau wird sicher noch einmal im internationalen Luftverkehr Bedeutung haben, und wenn erst einmal das westliche Deutschland von den Luftverkehrsfesseln frei sein wird, dann wird noch manche Stadt einen Anschluß an das Luftverkehrsnetz beanspruchen dürfen, besonders wenn durch technische Fortschritte die Frage der Rentabilität sich so günstig gestaltet, daß auch ohne Subvention ein Luftverkehr möglich scheint.

Alle außerhalb des jetzigen deutschen Luftliniennetzes für Start und Landung gelegenen dauernd geeigneten Plätze anzugeben, verbietet deren Zahl. Eine von dem leider jetzt eingegangenen Verein »Flug und Hafen« zusammengestellte Übersichtskarte[1]), die von der Preußischen Landesaufnahme herausgegeben worden ist, führt insgesamt 144 für Start und Landung zu allen Jahreszeiten geeignete Plätze auf. Solche Plätze sind Voraussetzung für gelegentlichen Luftverkehr, wie er ja von den Luftverkehrsunternehmungen auf Ansuchen gern bewerkstelligt wird. Ein Flug nach einem Orte aber, ohne daß dem Führer vorher eine Landungsstelle bekannt ist, birgt das Risiko in sich, daß ein möglicher Landungsplatz erst in weiterer Entfernung vom Ziel gefunden wird oder der gewählte Platz sich als ungünstig erweist, indem er Bruch herbeiführt. Daß wir in absehbarer Zeit mit geringster Geschwindigkeit, z. B. auf einer Parkwiese uns niederlassen werden, scheint unwahrscheinlich.

Über Flugstrecken und Luftwege.

Von Heinrich Seilkopf.

Mehr und mehr wird die Bodenorganisation der Flugstrecken ausgebaut. Seit längerer Zeit betriebene zwischenstaatliche Linien mit stärkerem Verkehr, wie die Strecken Amsterdam—London und London—Paris, sind durch Lufthäfen unterteilt, die mit allen neuzeitlichen Hilfsmitteln ausgerüstet sind; haben diese größere Abstände voneinander, so sind in etwa je 30 bis 50 km Entfernung Notlandeplätze vorgesehen; Plätze, die wohl zu Landungen geeignet sind, sonst aber anderen Zwecken dienen (Wiesen, Exerzierplätze). Funkstellen auf den Flughäfen senden drahtlose Wettermeldungen an den Wetterdienst auf den Startplätzen, tauschen Start- und Landemeldungen untereinander aus. Drahtlos wird das Passieren der Maschinen gemeldet. Führen die Flugzeuge selbst Sende- und Empfangsgerät an Bord, so werden sie zum Zwecke der Ortung drahtlos angepeilt; während des Fluges werden ihnen Wetternachrichten funktelegraphisch oder funktelephonisch übermittelt. Durch optische Signale, durch ausliegende Zeichen werden den überhin fliegenden Maschinen einfache Meldungen über Wetter- und Sichtigkeitsverhältnisse zugestellt. An einzelnen Stellen markieren besondere Bodenkennungen, hellfarbige Zeichen und Aufschriften den Luftweg, wie Tonnen und Baken die Fahrwasser. Für Nachtflüge ist eine Befeuerung der Luftwege durch Leuchttürme und Richtungsfeuer zur Ortsbestimmung und Ansteuerung durchgeführt.

So sind ausgebaute Luftwege entstanden, die durch zwischenstaatliche Vereinbarung oder durch Landesverordnung festgelegt worden sind. (Nachrichten für Luftfahrer 22/11. 15, 22/38. 5, 23/14. 6, 23/18. 6.) Markante Punkte, wie Ortschaften und Seen, dienen besonders zur Kennzeichnung des Luftweges. In das Landschaftsbild hineinführende, auch in der Höhe gut erkennbare Linien wie Eisenbahnstrecken, Kanäle und Flüsse bilden die Leitlinien. Wie Luftwege bis in Einzelheiten festgelegt werden, sieht man aus den neuen niederländischen Luftverkehrsvorschriften, die durch Eisenbahnbrücken und Tümpel innerhalb der Polder den Luftweg absetzen. Hierzu kommt, daß im Interesse der Landesverteidigung der Flugraum durch Einführung verbotener Zonen eingeengt wird; aus gleichem Grunde und zur besseren Überwachung werden an den Landesgrenzen bestimmte Einflugzonen festgesetzt.

Der Zufall, der auf der London—Paris-Strecke bei unsichtigem Wetter zwei Flugzeuge zusammenstoßen und abstürzen ließ, hat zu einer weiteren Verschärfung der Verkehrsvorschriften geführt. An sich ist zwar die Wahrscheinlichkeit des Zusammenstoßes zweier Flugzeuge auf der Strecke sehr gering; sie wird aber dadurch vergrößert, daß es ein von Wolkenhöhe, Sichtigkeit und Turbulenzzustand der Luft abhängiges Optimum der Flughöhe gibt, das gute Piloten innezuhalten trachten. Somit können zwei auf der Strecke einander entgegenfliegende Maschinen leicht in gleicher Höhe liegen.

[1]) Die Karte ist in der Geschäftsstelle der WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17, erhältlich.

Digitized by Google

Um die Gefahr solcher Zusammenstöße zu vermindern, hat Holland eine Reihe von Vorschriften erlassen: Ein Luftfahrzeug, das einem festgesetzten Luftweg folgt, muß sich, sofern die Strecke durch deutliche Bodenkennungen (Eisenbahn, Fluß, Kanal, Landstraße, Küstenlinie usw.) gekennzeichnet ist, mindestens 100 m rechts von diesen Bodenkennungen halten. Das gleiche gilt für Luftfahrzeuge, die zwar keinem Luftweg folgen, aber sonst nach einer derartigen deutlichen Bodenkennung fliegen. Ein Luftfahrzeug auf einem festgesetzten Luftweg ohne solche Bodenkennungen soll danach streben, sich einige hundert Meter rechts von der gedachten Verbindungslinie zwischen angegebenen Ansteuerungspunkten zu halten. Werden festgesetzte Luftwege gekreuzt, so hat dies unter einem Winkel von 90° und in möglichst großer Höhe zu geschehen. Ein unter niedrigen Wolken fliegendes Luftfahrzeug muß so tief unter der Wolkendecke bleiben, als nötig ist, um gut zu sehen und gut gesehen zu werden. (Nach. f. Luftf. 23/14. 6.)

So wird der streckefliegende Pilot mehr und mehr an die festgelegten Luftwege gebunden. Bodenorganisation längs der Flugstrecken, wie sie oben skizziert wurde, ist die Vorbedingung für die Sicherung und glatte Abwicklung des Luftverkehrs. Wird jedoch der Verkehr starr an Luftwege gefesselt, so ist dies im Interesse der Luftfahrt selbst nicht ohne Bedenken. Die Einstellung des Fliegers wird dadurch allzusehr auf den Erdboden gelenkt, statt auf sein eigentliches Element, die Luft. Peinliches Innehalten des Luftweges führt naturgemäß dazu, am Erdboden zu kleben. Verkehrsmaschinen, vor allem Kabinenflugzeuge gehören aber nicht in die Turbulenzzone in Bodennähe, nicht in die unteren Schichten, die durch Geländeeinflüsse, Bodenböen und die meteorologischen Tageseinflüsse in Unruhe gehalten werden. Ganz abgesehen davon, daß der Führer trachten muß, aus größerer Höhe stets Notlandegelände erreichen zu können, namentlich mit schweren Verkehrsmaschinen hoher Flächenbelastung. Die werbende Kraft eines in größerer Höhe unvergleichlich schöneren Fluges darf besonders jetzt zu Beginn des Luftverkehrs auch nicht zu gering veranschlagt werden.

Außerdem wird oder wurde eine Reihe von Flugstrecken bereits auf zwei verschiedenen Linien je nach der Wetterlage beflogen. Beispielsweise führte die Strecke Hamburg—Westerland, die vom Hamburger Flugplatz Fuhlsbüttel zunächst über die Notlandeplätze Hademarschen und Hennstedt ging (92 km), von Hennstedt aus bei gutem Wetter in gerader Linie über Husum und das Wattenmeer, die Halligen Nordstrand, Nordstrander Moor, Appelland, über Tinnum nach dem Flugplatz Friesenhain bei Westerland (88 km). Bei schlechtem Wetter, namentlich wenn eine niedrige Wolkendecke das Überfliegen des Wattenmeeres in größerer Höhe mit Landflugzeugen verbot, wurde an der schleswigschen Westküste über Dagebüll—Horsbüll—Morsum (94 km) geflogen, das Wattenmeer also an der schmalsten Stelle zwischen Festland und Insel Sylt bei Morsum überquert. Die Flugstrecke Staaken—Hannover—Rotterdam—London wird zwischen Hannover und Rotterdam bei gutem Wetter ebenfalls möglichst in gerader Linie geflogen: Über Sachsenhagen—Petershagen—Lübbecke, worauf das Wiehengebirge (275 m) überflogen wird, nach Osnabrück; westlich Osnabrück führt die Strecke über die Schafberge (170 m), die Ausläufer des Teutoburger Waldes über Ibbenbüren—Rheine—Gronau (Grenze)—Bercylo—Zulphen—Ede nach Rotterdam (Flughafen Waalhaven) (353 km). Würde jedoch bei schlechten Sichtigkeitsverhältnissen und niedriger Wolkendecke das Überqueren der genannten Höhenzüge Schwierigkeiten machen, so wird die Schlechtwetterstrecke über Wunstorf—Diepenau zwischen Stemmer Bergen (81 m) und Wiehengebirge (275 m) hindurch nach Bramsche—Nordhorn (Grenze)—Almelo—Deventer—Apeldoorn—Utrecht—Rotterdam (366 km) benutzt.

Wie aus den angeführten Beispielen ersichtlich ist, hat sich in der Praxis selbst im Flachlande mit seinen geringen Höhenunterschieden schon eine Differenzierung mancher Fluglinie herausgebildet in eine Schönwetterstrecke, die möglichst der geraden Verbindungslinie zwischen Start- und Landeplatz folgt, und eine Schlechtwetterstrecke, die ungünstige Gebiete vermeidet. Für ausgesprochen gebirgige Strecken würde eine derartige Aufteilung wohl noch häufiger Vorteile bieten. Ist beispielsweise die glatte Durchführung des Fluges Berlin—München nicht möglich, weil auf der Teilstrecke Leipzig—Fürth Fichtelgebirge, Frankenwald und anschließend Thüringer Wald durch sehr niedrige Wolken und Nebel gesperrt sind, so könnte der Umweg über das Unstrut- und Werratal noch flugbar sein. Voraussetzung für eine Umleitung des Verkehrs bei schlechtem Wetter wäre allerdings die Einrichtung von Wettermeldestellen längs der Umgehungsstrecke. Daß der Umweg längere Zeit beansprucht, ist von untergeordneter Bedeutung gegenüber dem Gesichtspunkte der Durchführbarkeit des Fluges überhaupt und seiner Sicherheit.

Namentlich auf langen Flugstrecken, die Hauptstädte und Hauptverkehrszentren miteinander verbinden, werden sich solche durch die Wetterlage bedingten Umwege als vorteilhaft erweisen. Für die Berlin—London-Linie sei die mögliche Anpassung an die jeweiligen Witterungsverhältnisse an zwei Beispielen erläutert.

	5. Oktober 1923			8. November 1923		
	Wetter	Sicht bis	untere Wolkengrenze	Wetter	Sicht bis	untere Wolkengrenze
		km	m		m	m
Hamburg	wolkig, abnehmende Bewölkung	2	2000	Nebel	50	200
Bremen		6	2000—2500		200	300—600
Löningen		50	2000—2500	—	—	—
					km	
Meppen	—	—	—	halbbedeckt	5	—
Groningen	heiter	—	—	bedeckt	—	—
Magdeburg	anhaltender Regen	2	300—600	wolkig, abnehmende Bewölkung	2	300—600
Aachen		4	unter 50		50	1000—1500
De Bilt		4	200—300	heiter, abnehmende Bewölkung	4	—
Vlissingen	wolkig	20	300—600	heiter, abnehmende Bewölkung	10	nur hohe Wolken
Calais	halbbedeckt	50	600—1000	heiter	10	1000—1500
Croydon	wolkig	4	nur hohe Wolken	wolkenlos	10	—

Auf der eingefügten Zahlentafel, die Morgenbeobachtungen vom Wetter, der Sichtweite und der unteren Wolkengrenze enthält, sind für die nördliche Route über Hamburg—Amsterdam die Stationen Hamburg, Bremen, Löningen, Meppen und Groningen angeführt, während die Witterungsverhältnisse im westlichen Binnenlande, durch das die südliche Teilstrecke über Hannover führt, nur durch die Beobachtungen von Magdeburg, Aachen und De Bilt belegt werden konnten.

Am 5. Oktober 1923 hatten wir auf der direkten Linie über Hannover—Rotterdam anhaltenden Regen, niedrige Wolken und schlechte Sicht. Es lag über dem westdeutschen Binnenlande und über Mitteldeutschland ein Teiltief, das dort das schlechte Wetter zur Folge hatte. Während daher ein Flug in diesem Gebiete kaum hätte durchgeführt werden können, wäre er auf dem nördlichen Luftwege über Hamburg auf keine Schwierigkeiten gestoßen. Abgesehen von dem lokalen Dunst über den Großstädten Hamburg und Bremen herrschte auf der nördlichen Strecke gute Sicht. Die Bewölkung nahm ab, teilweise war das Wetter sogar heiter; die untere Wolkengrenze betrug etwa 2000 m. Den umgekehrten Fall stellt der 8. November 1923 dar: Während im Küstengebiet, an der unteren Elbe und Weser dichter Nebel lagerte, war im Binnenlande die Sicht ausreichend und das Wetter heiter bis wolkig, die Wolkenhöhen zwischen 300 und 1500 m; es klarte auf unter dem Einfluß eines von der Biskayasee her nach Westdeutschland und Nordfrankreich reichenden Hochdruckkeils, an dessem Rande sich an der Küste die Nebelgebiete ausbildeten. Bei diesen Witterungsverhältnissen konnte auf der Südstrecke über Hannover—Rotterdam unbedenklich geflogen werden, während der Weg über Hamburg—Bremen durch Nebel blockiert gewesen wäre.

Der Nachtluftverkehr wird jedoch zunächst noch eng an die Luftwege gebunden bleiben. Nach den Erfahrungen auf der amerikanischen Versuchsstrecke Chicago—Cheyenne ist zur regelmäßigen Durchführung von Nachtflügen eine weitgehende Befeuerung der Strecke notwendig. Es sind dort nicht nur auf den 5 Flughäfen der etwa 1400 km langen Strecke, sondern auch auf den Notlandeplätzen in 25 bis 50 km Abstand rotierende Scheinwerfer aufgestellt, zwischen denen noch von etwa 5 zu 5 km Azetylen-Blitzfeuer den Luftweg kennzeichnen. Durch einen derartigen Ausbau der Nachtluftwege wächst aber der Ausgabeposten für Bodenorganisation ganz bedeutend. Vorerst werden sich nur wenige Länder derartiges leisten können. Die Navigierung bei Nacht kann jedoch durch Verbesserung der Kompaßanlage und durch drahtloses Peilen erleichtert werden. Eine so weitgehende Ausstattung der Luftwege mit Leuchtfeuern dürfte daher nicht unbedingt notwendig sein. Mehr Schwierigkeiten als das Problem der Orientierung bietet das Problem der Landung bei Nacht. Flughäfen und Zwischenlandeplätze müssen mit Ansteuerungsfeuern und Landelichtern versehen sein. Von den Landeplätzen ist der Pilot nachts weit abhängiger als bei Tage. Da größere Gewässer auch in dunklen Nächten meist

Digitized by Google

noch verhältnismäßig gut von oben zu erkennen sind und Anwasserungsmöglichkeiten bieten, erscheint der Plan aussichtsreich, längs großer Ströme nächtlichen Luftverkehr auf Wasserflugzeugen durchzuführen, die überall notlanden können. Nur für wenige Strecken wird jedoch solch nächtlicher Wasserflugzeugbetrieb in Betracht kommen. Erst wenn technische Hilfsmittel am Flugzeug wie Landungsstock, Tiefenlot, Landungslichter ein einwandfreies Landen gegebenenfalls auch außerhalb der Flughäfen ermöglichen, und der Flugzeugführer sich mit Hilfe von Leuchtbomben im Notfalle geeignetes Notlandegelände suchen kann, wird der Nachtluftverkehr über Land sich im Einzelfalle etwas freizügiger seinen Kurs wählen können.

Die Luftwege erinnern an die festgelegten Dampferwege, auf denen der Überseeverkehr ausgehend und heimkehrend sich abspielt: Wie die Dampferwege von und nach Nordamerika im Frühjahr und Sommer je nach den Eisverhältnissen bei den Neufundlands-Bänken südlicher oder nördlicher verlegt werden, wie beispielsweise auf der Fahrt nach Cuba-Mexico die Abaco-Durchfahrt oder bei stürmischer Witterung an der Ostküste der Vereinigten Staaten die südlichere Route durch die Crooked-Island-Passage benutzt wird, so sind auch die Flugstrecken besonderen Witterungsverhältnissen anzupassen. Eine feste Bindung an ein und denselben festgelegten Luftweg, wie sie beispielsweise die neuen niederländischen Luftverkehrsvorschriften vorsehen, steht bei besonderen Wetterlagen nicht im Einklang mit der Forderung der Sicherheit und Regelmäßigkeit des Luftverkehrs.

Eine Verallgemeinerung der Schukowskyschen Flügelabbildung.

Von A. Betz.

Schukowsky hat bekanntlich gezeigt, wie man einen Kreis durch einfache Funktionen konform auf Figuren abbilden kann, welche den in der Flugtechnik benützten Flügelprofilen sehr nahe stehen. Der wesentlichste Mangel dieser so erhaltenen »Schukowsky-Profile« besteht darin, daß sie gegen das hintere Ende zu recht dünn werden (vgl. Abb. 2 oben), da Ober- und Unterseite mit einer gemeinsamen Tangente endigen. Für die Praxis ist diese Eigentümlichkeit sehr hinderlich, da diese dünne Hinterkante aus Festigkeitsgründen schwer ausführbar ist. Karman und Trefftz haben deshalb eine Abänderung der Schukowskyschen Abbildung vorgeschlagen, bei der Ober- und Unterseite des Profils mit einem endlichen Winkel aneinander stoßen (ZFM IX. Jahrg., S. 111). Dabei ging aber die außerordentliche Einfachheit der ursprünglichen Abbildung verloren und die größere Komplikation erschwert die praktische

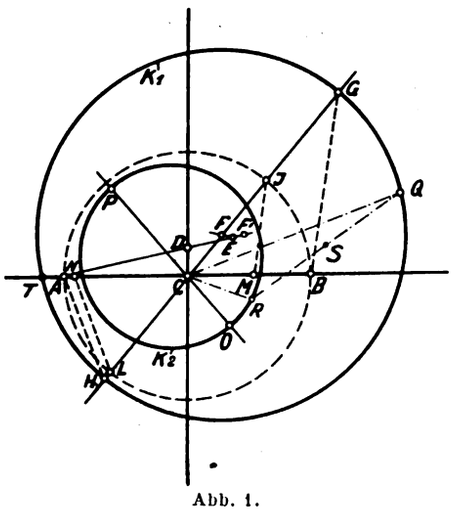


Abb. 1.

Anwendung dieses Verfahrens. Nun kann man auch durch eine ganz geringe Änderung des ursprünglichen Schukowskyschen Verfahren brauchbarere Profile erhalten, indem man nämlich das Hinterende nicht als mathematische Spitze ausbildet, sondern einen endlichen Abrundungsradius zuläßt. Im allgemeinen genügt schon eine so kleine Abrundung, daß sie praktisch noch als Spitze empfunden wird, während in der Nähe der Hinterkante das Profil doch schon wesentlich völliger wird.

Für die Konstruktion der gewöhnlichen Schukowsky-Profile hat Trefftz ein einfaches Verfahren angegeben (ZFM IV. Jahrg., S. 130), bei dem von der »Profiltiefe« $2\,l$, dem »Wölbungsmaß« f und dem »Dickenmaß« δ ausgegangen wird. Für die Verallgemeinerung ist ein weiterer Parameter nötig, welcher der Abrundung des Hinterendes Rechnung trägt. Man kann zweckmäßig das Dickenmaß δ in zwei Teile δ_1 und δ_2 zerlegen, von denen δ_1 die Abrundung der Vorderkante, δ_2 die der Hinterkante zum Ausdruck bringt.

Für die Konstruktion des Profiles ergibt sich dann in Anlehnung an die erwähnte Darstellung von Trefftz folgendes Verfahren (Abb. 1): Man trägt auf einer Geraden die Strecke $A\,B = 2\,l$ ab, errichtet die Mittelsenkrechte $C\,D$ und macht $C\,D = f$. Weiter

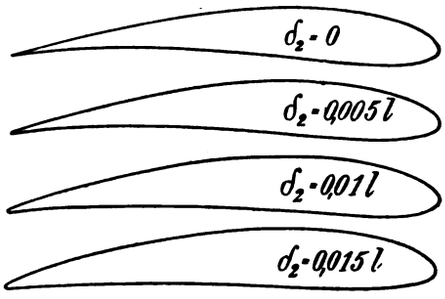


Abb. 2. 4 Profile mit verschiedener Hinterkante. $f = 0{,}1\,l$, $\delta_1 = 0{,}05\,l$.

zieht man die Gerade $A\,D$ und trägt auf ihrer Verlängerung $D\,E = 2\,\delta_1$ und $D\,F' = 2\,(\delta_1 + \delta_2) = 2\,\delta$ ab. Vom Punkte E aus trägt man dann die Strecke $E\,F = E\,F' = 2\,\delta_2$ parallel $B\,D$ auf. F ist dann der Mittelpunkt des Kreises K_1; der Radius dieses Kreises hat die Länge $F'\,A$. (Bei der gewöhnlichen Schukowskyschen Abbildung liegt der Mittelpunkt des Kreises K_1 in F', der Kreis geht also durch den Punkt A. Bei der Verallgemeinerung ist er um die Strecke $F'\,F$ verschoben.) Dieser Kreis K_1 geht nun durch die Abbildungsfunktion $\zeta = \frac{1}{2}\left(z + \frac{l^2}{z}\right)$ in das Profil über. Durch die Abbildung $\zeta_1 = \frac{l^2}{z}$ geht der Kreis K_1 zunächst in einen anderen Kreis K_2 über, der in folgender Weise gefunden wird: Man ziehe die Gerade $C\,F$, welche in ihrer Verlängerung den Kreis K_1 in den Punkten G und H trifft. Weiter trägt man auf $H\,G$ von C aus die Strecken $C\,J = C\,A = l$ und $C\,L = C\,A = l$ auf (Kreis um C mit Radius $C\,A$), zieht dann $J\,M \parallel G\,B$ und $L\,N \parallel H\,A$, wobei M und N auf der Geraden $A\,B$ liegen. Nun zieht man endlich durch C eine Gerade $C\,P$, welche bezüglich $A\,B$ symmetrisch zu $H\,G$ liegt ($\sphericalangle A\,C\,P = \sphericalangle A\,C\,H$). Auf dieser Geraden trägt man $C\,O = C\,M$ und $C\,P = C\,N$ ab. $O\,P$ ist dann ein Durchmesser des gesuchten Kreises K_2[1]).

Alles weitere entspricht vollständig dem Trefftzschen Verfahren. Man zieht durch C zwei symmetrisch zu $C\,B$ liegende Gerade $C\,Q$ und $C\,R$ ($\sphericalangle Q\,C\,B = \sphericalangle R\,C\,B$), welche die Kreise K_1 bzw. K_2 in Q bzw. R schneiden. Der Halbierungspunkt S der Verbindungslinie $Q\,R$ ist ein Punkt des Profils.

In der Abb. 2 sind mehrere so erhaltene Profile gezeichnet. Auf eine prinzipielle Schwierigkeit soll noch hingewiesen werden. Bei den gwöhnlichen Schukowsky-Profilen ist die theoretisch auftretende Zirkulation eindeutig durch die Bedingung gegeben, daß keine Umströmung der Hinterkante eintritt. Bei den verallgemeinerten Profilen ist wegen der Abrundung keine punktförmige Hinterkante vorhanden und deshalb die Zirkulation in gewissem Maße unbestimmt. Praktisch hat diese Unbestimmtheit keine sehr große Bedeutung, da die wirklich auftretende Zirkulation ohnehin stets kleiner ist als die theoretische, also auch bei gewöhnlichen Schukowsky-Profilen nicht eindeutig bestimmt ist. Um auch bei den verallgemeinerten Schukowsky-Profilen wenigstens eine bestimmte Zirkulation den Profilen zuordnen zu können, ist es zweckmäßig einen bestimmten Punkt als Hinterkante anzusprechen. Am geeignetsten hierzu scheint mir der Punkt zu sein, in welchem die Gerade $C\,A$ das Profil schneidet. Der entsprechende Punkt auf dem Kreise K_1 ist der Schnittpunkt T der Geraden $C\,A$ mit dem Kreise K_1. Dieser Punkt T spielt dann für die Ermittlung der Druckverteilung dieselbe Rolle wie der Punkt L der Trefftzschen Figur (ZFM IV. Jahrg., S. 131). Im übrigen ist der Rechnungsgang genau der gleiche wie dort.

---

[1]) Man kann die Punkte O mit P auch rechnerisch ermitteln aus der Beziehung $C\,O \cdot C\,G = l^2 = C\,P \cdot C\,H$. Man wird dies insbesondere bei symmetrischen oder sehr schwach gewölbten Profilen tun, da hier die oben angegebene Konstruktion zu ungenau wird.

Digitized by Google

Motoren zum Antrieb von kleinen Modell-Luftschrauben.

(Mitteilung aus der aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen.)

Von J. Ackeret.

In neuerer Zeit sind die meisten Flugzeugwerke dazu übergegangen, die aerodynamischen Eigenschaften ihrer Konstruktionen im Windkanal möglichst eingehend zu studieren. Je mehr sich aber der Erbauer (besonders bei neuen Entwürfen) auf die Windkanalergebnisse verläßt, um so notwendiger ist es, beim Versuche die Annäherung an die Wirklichkeit aufs äußerste zu treiben. Soweit sich die Annäherung auf Kennwerteinflüsse bezieht, sind außerordentliche Mittel erforderlich (Druckluftkanäle u. dgl.), um einigermaßen bindende Aussagen machen zu können. Es dürfte wohl erst im Zusammenhang mit Versuchen in der fliegenden Maschine möglich sein, diese Fragen in praktisch befriedigender Weise zu klären.

Bei Motorflugzeugen ist aber meistens noch ein zweiter Einfluß von nicht geringer Bedeutung: die Wirkung des Schraubenstrahles auf Flügel, Rumpf und Leitwerk. Es ist bekannt, wie stark gerade die Wirkung auf das Leitwerk werden kann, das in vielen Fällen gerade in dem mit großer Geschwindigkeit bewegten Strahle steht.

Deshalb ist es eine wichtige Aufgabe des Windkanalingenieurs, die Modelle mit laufenden Luftschrauben (in entsprechendem Maßstab) zu untersuchen. So leicht, wie es auf den ersten Blick scheinen mag, ist aber die Aufgabe nicht. Denn es handelt sich darum, einen möglichst kleinen, möglichst rasch laufenden unf möglichst starken Antriebsmotor zu schaffen. Man braucht ja nur daran zu denken, daß die in Betracht kommenden Modelluftschrauben von rd. 15 bis 20 cm Durchmesser nahezu die Umfangsgeschwindigkeit des wirklichen Propellers erreichen müssen, um ähnliche Strömungen zu erzeugen. Dies bedingt aber Drehzahlen von 20 000 bis 30 000 Umdr./min und Leistungen, die gegen 0,5 PS betragen können. Zeitliche Konstanz der Drehzahl und gute Regulierbarkeit sind für genaue Messungen auch unbedingt erforderlich.

Es gibt nun verschiedene Wege, auf denen man die Lösung versucht hat. Das Nächstliegende ist der Schnurantrieb, der auch in mehreren Windkanälen in Gebrauch ist. Die Schraube wird von einem Gestell in der richtigen Lage zum Flugzeug gehalten und durch eine starke Schnurübersetzung von einem außenstehenden Motor angetrieben. Die Abnützung der Schnüre ist aber erheblich; ferner ist es schwierig, genaue Schubmessungen auszuführen, und weiterhin sind auch die zahlreichen im Wind liegenden Teile des Gestelles usw. von Einfluß auf das zu untersuchende Modell. Trotz vieler Mühe gelang es in Göttingen nicht, einen bei hohen Drehzahlen voll befriedigenden Betrieb mit Schnurübertragung zu erreichen (vgl. I. Lieferung der »Ergebnisse« der A.V.A., S. 112 ff.).

In sehr interessanter Weise hat Dr. Betz versucht, einen Druckwasserantrieb zu verwenden. Er konstruierte zu diesem Zweck eine kleine schnellaufende Wasserturbine. Der Läufer hatte nur ca. 12 mm Durchmesser, die Schäufelchen waren 2 bis 3 mm hoch. Durch zwei Rohre wurde das von einer Zentrifugalpumpe geförderte Betriebswasser zu- bzw. abgeleitet. Pumpe, Leitungen und Turbine mit Propeller waren auf einem schwingbaren Brett aufgestellt, so daß sich der Schub messen ließ. In Abb. 1 erblickt man ein Tragflügelmodell mit davor angeordneter Turbine. Die Wasserrohre sind windschnittig verkleidet. Die rechts sichtbare Pumpe wird von einem Elektromotor angetrieben. Naturgemäß war der Wirkungsgrad der ganzen Anordnung ziemlich gering; auch war die Schubmessung nicht sehr genau. Bei Vollbetrieb konnten etwa 12 000 Umdr./min erreicht werden. Wenn die Einrichtung als solche auch befriedigte, schien trotzdem eine weitere Steigerung der Leistung, besonders aber der Drehzahl wünschenswert.

Hierauf wurden einige Versuche mit einem kleinen Druckluftmotor gemacht (Abb. 2), der nach Art der Kapselwerke ausgeführt war. Er bestand im wesentlichen aus zwei Zylindern, von denen der eine im anderen exzentrisch gelagert umlief. Der sichelförmige Zwischenraum war durch kleine Aluminiumblättchen, die als umlaufende Kolben wirkten, in Segmente eingeteilt, entsprechend etwa den bekannten Wittigkompressoren. Ein besonderer Erfolg wurde aber nicht erreicht, und weitere Versuche unterblieben.

Nachdem man es also mit festen Körpern, Flüssigkeiten und Gasen versucht hatte, blieb zuletzt noch das leichteste Medium übrig, die Elektrizität. Versucht man mit Hilfe der üblichen Formeln und Koeffizienten einen elektrischen Motor für die verlangten Daten zu entwerfen, so gelangt man stets auf viel zu große Dimensionen. Die elektrotechnischen Bücher schreiben z. B. als maximale Strombeanspruchung rd. 4 Amp./mm² Kupferquerschnitt

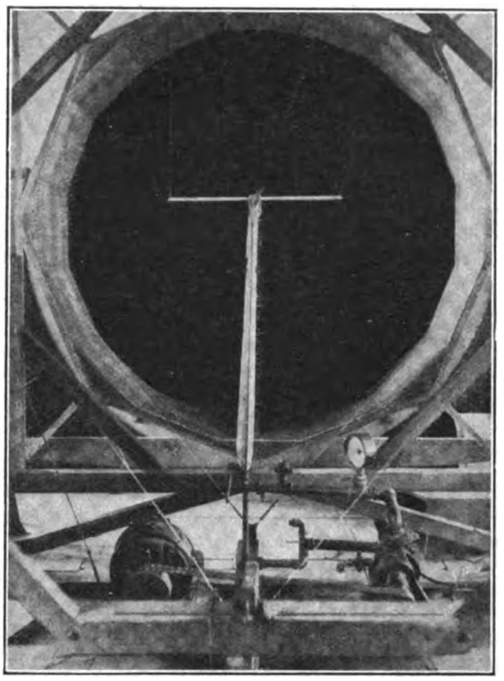


Abb. 1. Druckwasserantrieb.

vor. Man darf nun aber, wie der Erfolg gezeigt hat, für diese kleinen Maschinen recht beträchtlich höher gehen, denn es handelt sich hier ja nicht um einen Dauerbetrieb und weiterhin sind meistens

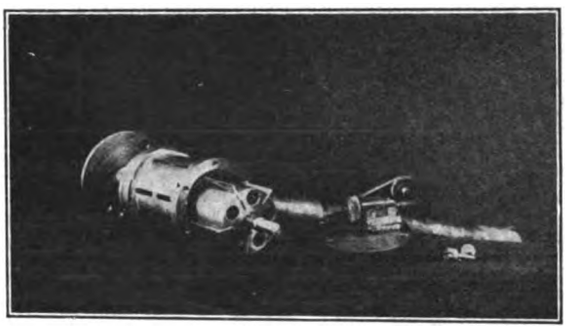


Abb. 2. Druckluftmotor.

die Abkühlungsverhältnisse im Windkanal besonders günstig. Stromdichten von 12 bis 15 Amp./mm² sind unter diesen Umständen noch zulässig.

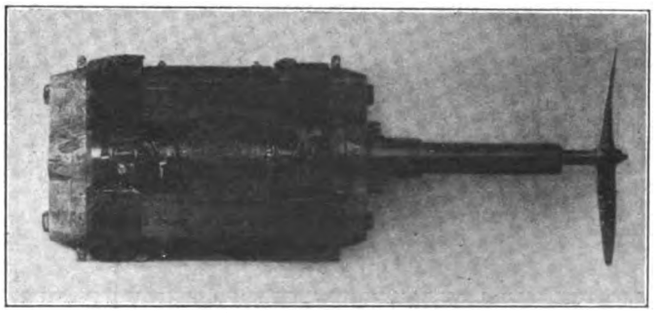


Abb. 3. Gleichstrom-Elektromotor.

Zunächst wurde ein Gleichstrommotor gebaut (Abb. 3). Die Abmessungen quer zum Wind sollten nach Möglichkeit klein sein, während die Länge, in Windrichtung, weniger begrenzt war. So entstand eine Form des Magnetgestells, die in mancher Hinsicht

Digitized by Google

an die ältesten Zeiten der Elektrotechnik erinnert. Der Ankerdurchmesser betrug 40 mm; dies war zugleich auch die größte Breite. Die Höhe war rd. 150 mm, die Länge 240 mm. Die ersten Versuche verliefen ziemlich ermutigend, maximal wurden Drehzahlen von 16 000 erreicht bei etwa 15 bis 20 mkg Leistung. Un-

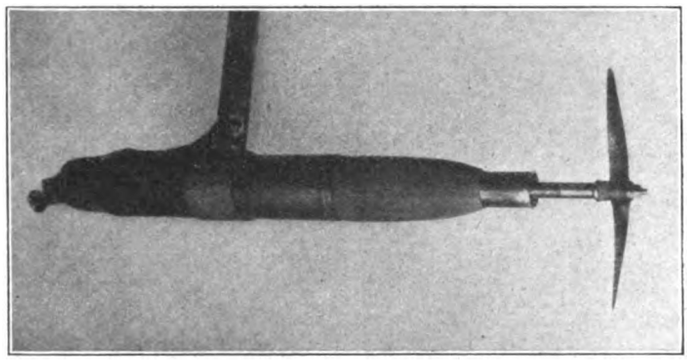


Abb. 4. Drehstrommotor.

angenehm war aber das starke Funken am Kollektor, das hauptsächlich durch nicht ganz ruhigen Lauf des Ankers verursacht wurde. Noch schlimmer waren die häufigen Kurzschlüsse der verhältnismäßig sehr verletzlichen Ankerwicklung.

Diese ersten Betriebserfahrungen führten zur Erkenntnis, daß man den Motor so einfach als überhaupt möglich bauen soll.

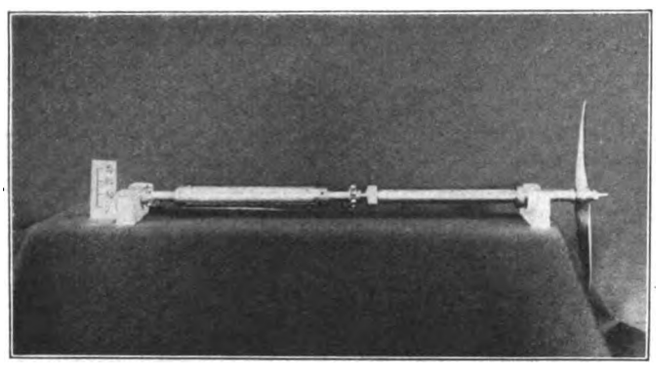


Abb. 5. Kurzschlußanker mit Propellerwelle des Drehstrommotors.

Der einfachste Elektromotor ist aber der Drehstrommotor mit Kurzschlußanker. Nach einigen Versuchen gelang es in der Tat, einen betriebsbrauchbaren Motor herzustellen (s. Abb. 4)[1]). Der Außendurchmesser des zylindrisch ausgeführten zweipolig gewickelten Motors beträgt nur 42 mm; der Rotor hat 18½ mm

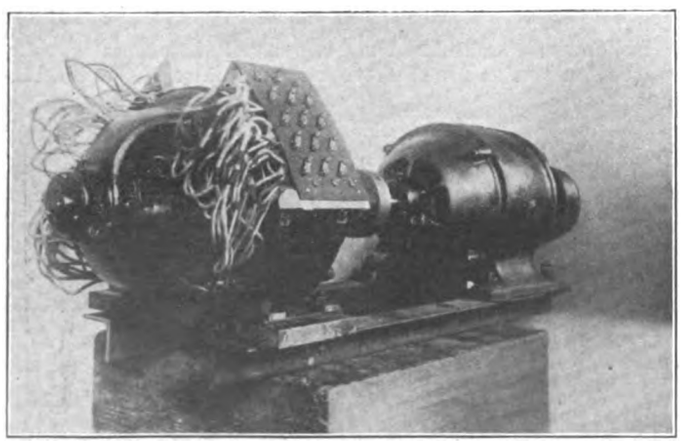


Abb. 6. Gleichstrom-Drehstrom-Umformer.

Durchm. bei einer Länge von 120 mm. Er besteht aus einem massiven Stück mit eingelegten Kupferstäben (s. Abb. 5). Wichtig ist ein möglichst geringer Luftspalt, der in diesem Fall 0,25 mm beträgt. Die kritische Drehzahl liegt über der größten Betriebsdrehzahl, so daß ein ruhiger Lauf bei beliebiger Geschwindigkeit möglich ist. Der Stator ist in der üblichen Weise aus Blechen zusammengesetzt. Für die Lager wurden kleine Normaschulterlager gewählt, die zur Aufnahme von Axialschub geeignet sind und die sich auch bei sehr hohen Drehzahlen bewährt haben. Die Umdrehungszahl wird von einem Zähler (doppeltes Schneckengetriebe) mit der Übersetzung 1:400 abgelesen. Eine vorgenommene Bremsung ergab eine maximale Leistung von rd. 0,5 PS; für kurze Zeit (1 min) ist es möglich, eine volle PS dem Maschinchen zu entnehmen. Die größte Drehzahl war 30 000 Umdr./min. Der Drehstrom muß natürlich durch einen besonderen Umformer erzeugt werden, da Periodenzahlen bis zu 500 pro s nötig sind.

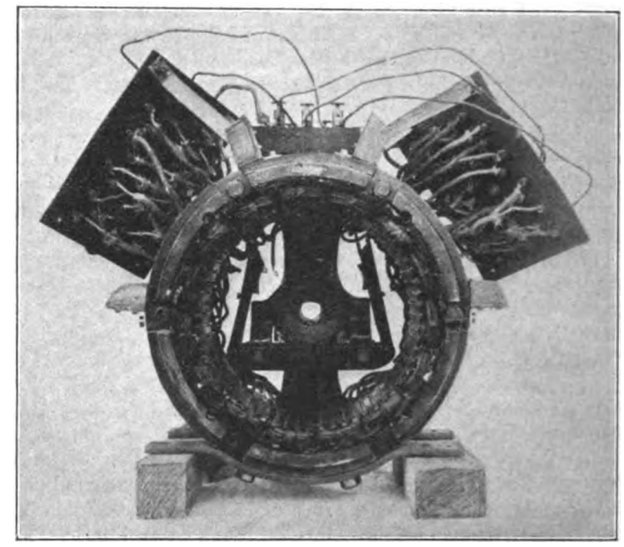


Abb. 7. Ständer des Drehstromgenerators.

Derselbe ist ebenso wie die Motoren zum größten Teil in der Anstaltswerkstatt gebaut worden. Er weist 20 Pole auf, läuft demgemäß zehnmal langsamer als der Luftschraubenmotor und wurde bei uns durch einen 3 PS-Gleichstrommotor angetrieben.

Seine Konstruktion unterscheidet sich nicht sehr vom Gebräuchlichen, jedoch sind auch hier verhältnismäßig hohe Stromdichten zugelassen worden. In Abb. 6 ist das Umformeraggregat ersichtlich, die Maschine links ist der Drehstromgenerator, unmittelbar gekuppelt mit dem rechts sichtbaren Gleichstrommotor.

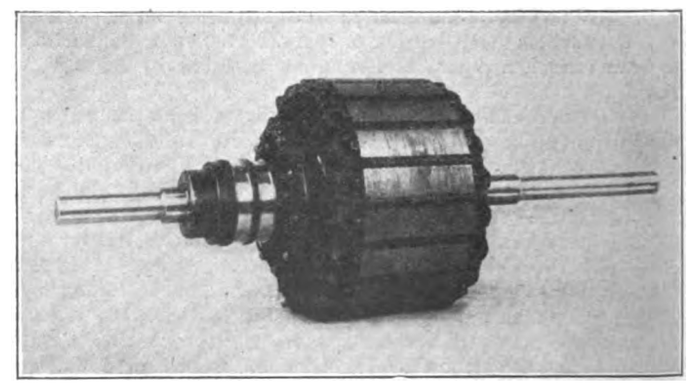


Abb. 8. Läufer des Drehstromgenerators.

Die einzelnen Spulen des Generators sind nach außen geführt, damit Umschaltungen zur Änderung von Strom und Spannung leicht vorgenommen werden können. Abb. 7 zeigt den Ständer des Generators mit den Spulen und Schleifkohlen, die dazu dienen, den Erregergleichstrom dem umlaufenden Magnet zuzuführen (Abb. 8).

Bisher wurden aus äußerlichen Gründen die Motoren an profilierten Stielen vor dem Flugzeugmodell aufgehängt. Die Stiele enthielten zugleich die drei Stromführungsdrähte. Für später ist hauptsächlich der Einbau des Motors in den Rumpf der Modelle

[1]) Eine ausführliche Beschreibung der ganzen Einrichtung mit Zeichnungen wird in der in Vorbereitung befindlichen III. Lieferung der »Ergebnisse der A. V. A.« erscheinen.

Digitized by Google

geplant. Wir hoffen, in kurzer Zeit über entsprechende Messungen Näheres mitteilen zu können.

Der Wirkungsgrad der ganzen Anlage beträgt rd. 35 vH, gerechnet vom Gleichstromschaltbrett bis zur Luftschraube. Mit dem 3 PS Gleichstrommotor können zwei Modellschrauben von je ½ PS mit 25 000 Umdr./min noch durchgezogen werden. Da der Motor mit dem Generator nahezu synchron läuft (der sog. »Schlupf« beträgt nur wenige Prozent), so läßt sich die Drehzahl leicht und bequem dadurch regulieren, daß man die Umlaufzahl des Generators ändert. Beim Anlaufen läßt man Generator und Motor gleichzeitig hoch gehen, schaltet also den Motor nicht erst bei voller Drehzahl des Umformers ein. Die Änderung der Drehrichtung geschieht in einfachster Weise durch Vertauschung zweier Zuleitungsdrähte. Wird das widerstehende Drehmoment der Schraube sehr groß, so »schnappt« der Motor ab (eine bekannte Erscheinung bei Drehstrommotoren) und bleibt stehen oder läuft mit geringer Drehzahl weiter. Durch Verstärken der Erregung des Generators (Erhöhung der Spannung) läßt sich der Motor wieder hochbringen.

In diesem Zusammenhange dürfte die Frage von Interesse sein, ob die kleinen Modelluftschrauben (Durchm. 120 bis 200 mm) zuverlässige Werte ergeben. Die Bedingungen für eine wirkliche Ähnlichkeit mit der großen Ausführung sind folgende:

1. Die Strömungsrichtungen an den einzelnen Propellerelementen müssen dieselben sein. Dies kann leicht erreicht werden, indem man das Verhältnis $\frac{\text{Fahrtgeschwindigkeit}}{\text{Umfangsgeschwindigkeit}} = \frac{v}{u}$ (Fortschrittsgrad) gleich wie in der großen Ausführung wählt.

2. Die Kennwerte der Propellerelemente sollen dieselben sein. Diese Forderung ist fast stets unerfüllbar. Die Erfahrung zeigt

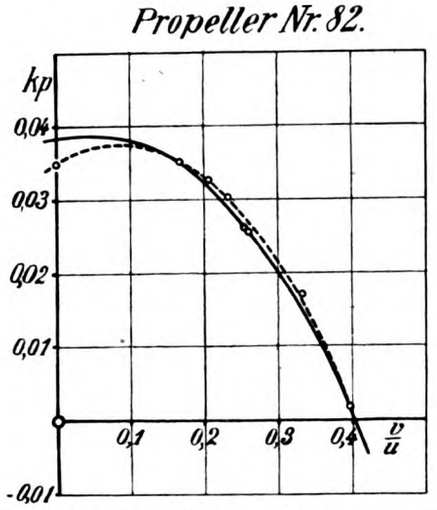


Abb. 9. Vergleich zweier Modelluftschrauben verschiedener Größe.

aber, daß die daraus entstehenden Abweichungen nur in Ausnahmefällen von großer Bedeutung sind. Immerhin ist eine gewisse Unsicherheit noch vorhanden.

3. Die elastischen Deformationen sollen ähnlich sein. Die Luftschrauben erfahren unter den Luftkräften, denen sie ausgesetzt sind, Formänderungen, die besonders wichtig sind, soweit dadurch die Anstellwinkel beeinflußt werden. Man erreicht vollständige Ähnlichkeit, wenn man bei gleichen Fortschrittsgraden und gleichen Umfangsgeschwindigkeiten Schrauben aus demselben Material verwendet. Da das meist verwendete Holz in verschiedenen Richtungen verschiedene Elastizitätseigenschaften zeigt, ist bei der Modellherstellung darauf zu achten, daß auch der Aufbau in ähnlicher Weise aus einzelnen zusammengeleimten Brettchen erfolgt.

In Abb. 9 ist eine Vergleichsmessung mit amerikanischen Modelluftschrauben (mit 90 cm Durchm.) aufgetragen. Es handelt sich um den Propeller Nr. 82 des Report Nr. 30 National Advisory Committee for Aeronautics. Die Modellschraube von 135 mm Durchm. wurde auf der Welle eines der beschriebenen schnellaufenden Motoren befestigt und im großen Windkanal der Anstalt untersucht. Über dem Fortschrittsgrad v/u sind die Schubbeiwerte k_p aufgetragen, die definiert sind durch

$$k_p = \frac{S}{\varrho/_2 u^2 F}$$

wo S der Schub, ϱ die Luftdichte und F die Schraubenkreisfläche bedeuten. Die voll ausgezogene Linie enthält die amerikanischen Ergebnisse, die gestrichelte Kurve stellt die mit dem kleinen Propeller gewonnenen Resultate dar. Es zeigt sich eine praktisch durchaus ausreichende Übereinstimmung. Die Abweichung im Standversuch ($v/u = 0$) ist ohne große Bedeutung, denn es ist sehr schwierig, zwei verschiedene Standversuche zu vergleichen. Die Aufstellung der Schraube und die ganze Einrichtung des Versuchsraumes spielen dabei eine erhebliche Rolle (die im Stand arbeitende Schraube saugt unter Umständen ihre eigenen Wirbel wieder an). Bei beiden Versuchen war die Umfangsgeschwindigkeit nahezu dieselbe; der Baustoff war Holz. Nur die Kennwerte sind naturgemäß verschieden.

Daß die Übereinstimmung kein Zufall war, ergab sich daraus, daß einige weitere Luftschraubenmodelle derselben Form und Größe keine wesentlichen Unterschiede gegenüber den in Abb. 9 dargestellten Ergebnissen aufwiesen.

Es ist deshalb wohl die Hoffnung berechtigt, in Zukunft mit Hilfe kleiner Modellschrauben wesentliche flugtechnische Fragen in einer auch für den praktischen Konstrukteur brauchbaren und zuverlässigen Weise lösen zu können.

Anmerkung: Nachträglich ist uns bekannt geworden, daß man auch in England schon vor einiger Zeit ähnliche Drehstrommotoren gebaut hat. In den Reports and Memoranda Nr. 778 (Aeronautical Research Committee) beschreibt Herr Relf eine sehr interessante Konstruktion. Der Motor ist allerdings bedeutend größer (15 cm Durchm. und 40 cm Länge). Die Leistung beträgt 1 bis 1½ PS bei 2000 bis 3000 Umdr./min. Er wurde in Modelle von bemerkenswerter Größe eingebaut.

Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel in zwei- und dreiholmiger Steifrahmenform. (Vierendeel-Rostträger.)

Von K. Thalau, Dornier-Metallbauten, G. m. b. H.

Die in neuerer Zeit vielfach bevorzugten sogen. freitragenden Flugzeugflügel führen in Verbindung mit der Steifrahmenform hochgradig statisch unbestimmte Systeme in die Rechnung ein. In folgendem soll nun zunächst ein zweiholmiger Flügel in Steifrahmenausführung, und im Anschluß daran ein dreiholmiger der gleichen Art in einer näherungsweisen Berechnung betrachtet werden.

Der Zweck der vorliegenden Ausführung[1]) ist vor allem die Feststellung des Einflusses der verschieden belasteten Holme aufeinander, da dessen Vernachlässigung eine wirtschaftlich zu ungünstige Rechnungsweise darstellen würde.

Das System der Holme und Riegel an sich — ob Vollwand oder Gitterträger — ist hierbei zunächst gleichgültig; erste Voraussetzung bleibt die starre Einspannung der Riegel in den Holmen.

Der zweiholmige Flügel.

Unser System kann als ein einseitig eingespannter Vierendeel-Rostträger betrachtet werden, auf den die für die Beanspruchung hauptsächlich in Frage kommenden Vertikalkomponenten der Luftkräfte in seinen Knotenpunkten senkrecht zu der Ebene durch die Holmlängsachsen einwirken. (Abb. 1.)

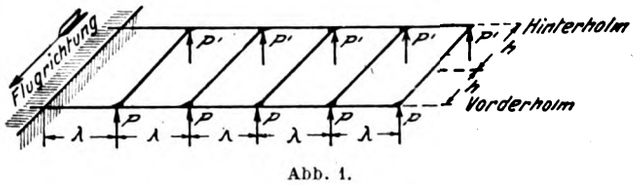


Abb. 1.

Je nach dem Lastfall werden Größe und Richtung der Kräfte P und P' wechseln, jedoch sollen sie für den jeweiligen Lastfall von Holmwurzel bis Holmende als konstant angesehen werden; das Belastungsbild der Luftkräfte in dieser Richtung wird also, entgegen ihrer tatsächlichen Verteilung über die Flügelbreite, als rechteckig angenommen. Diese Annahme entspricht der oft üblichen Rechnungsweise.

Von der Veränderlichkeit der Staudruckverteilung werden wir unabhängig, wenn wir die Rechnung durchführen für den

[1]) Vgl. auch den Aufsatz von L. Ballenstedt, Techn. Berichte, Bd. III, Heft 4.

Digitized by Google

allgemeinen Fall: Ein Holm, beispielsweise der Vorderholm, wird mit den Kräften »1« in seinen Knoten belastet.

Dann ruft dieser Zustand bestimmte π-Kräfte oder Momente etc. hervor, eine Wirkung, die wir beliebig mit A' bezeichnen wollen; eine m-fache Belastung ($m \cdot 1 = P$), würde eine solche $m \cdot A'$ erzeugen.

Eine n-fache Belastung des Hinterholmes ($n \cdot 1 = P'$), läßt entsprechend ein symmetrisches bzw. antisymmetrisches Resultat erwarten, von der Form $n \cdot A''$, so daß die Gesamtwirkung auf das System

$$\underline{A = m \cdot A' + n \cdot A''}$$

ist.

Die Rechnung soll nun an einem System mit fünf Feldern von konstanter Weite λ und konstanter Höhe $2 \cdot h$ (in Flügeltiefe) gezeigt werden.

Wir erhalten unser statisch bestimmtes Hauptsystem in Form zweier eingespannter Freiträger mittels Durchschneiden der Querriegel (Rippen) und gewinnen nach Vierendeel (Abb. 2) durch Kombination der auftretenden unbekannten Querkräfte folgende neuen Unbekannten:

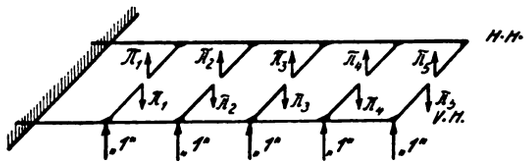


Abb. 2.

$$\left.\begin{array}{l} X_1 = \pi_1 \\ X_2 = \pi_1 + \pi_2 \\ X_3 = \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 \\ X_4 = \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 + \pi_4 \\ X_5 = \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 + \pi_4 + \pi_5 \end{array}\right\} \left\{\begin{array}{l} \pi_1 = X_1 \\ \pi_2 = X_2 - X_1 \\ \pi_3 = X_3 - X_2 \\ \pi_4 = X_4 - X_3 \\ \pi_5 = X_5 - X_4 \end{array}\right. \quad \ldots (1)$$

Beim Zustand $\Sigma X = 0$ wirken auf den Vorderholm dann nur die äußeren Lastkräfte »1«.

Beim Zustand $X_1 = -1$ werden in der Gleichungsgruppe (1) alle anderen Größen $X = 0$, und findet man $\pi_1 = -1$, $\pi_2 = +1$.

Bei Verfolgung der verschiedenen Zustände $X = -1$ werden demnach immer zwei von den π-Kräften wirksam, welche zusammen einfache Biegungs- und Torsionsmomentenflächen ergeben. Eine Ausnahme bildet der Zustand $X_5 = -1$, durch den nur $\pi_5 = -1$ wird.

Wie aus den nachfolgenden Abbildungen hervorgeht, sind in den Elastizitätsgleichungen in erster Linie für die Holme Biegungs- und Torsionsmomente, für die Riegel (Rippen) Biegungsmomente zu berücksichtigen.

Unter Vernachlässigung von Normal- und Querkräften ist dann der allgemeine Ausdruck für die Durchbiegungen

$$\delta_{ik} = \int \frac{M_i M_k \, d_x}{E_H \cdot J_H} + \int \frac{\overline{M}_i \overline{M}_k \, d_x}{E_s \cdot J_s} + \int \frac{T_i T_k \cdot d_x}{G_H \cdot J_p'} \quad \ldots (2)$$

Hierin bedeuten:

M_i, M_k die Biegungsmomente für die Holme,
$\overline{M}_i$, $\overline{M}_k$ die Biegungsmomente für die Rippen,
T_i T_k die Torsionsmomente für die Holme,
E_H den Elastizitätsmodul des Holmes (für alle Holme gleich),
E_s den Elastizitätsmodul der Rippen (für alle Rippen gleich),
J_H das Trägheitsmoment des Holmes | im Mittel | für alle Holme gl.,
J_s das Trägheitsmoment der Rippen | im Mittel | für alle Rippen gl.,
G_H den Gleitmodul des Holmes,
J_p' das polare Trägheitsmoment für den Holm unter Berücksichtigung seines von der Kreisform abweichenden Querschnittes } für alle Holme gleich.

Es ist nämlich der verhältnismäßige Verdrehungswinkel zweier 1 cm voneinander entfernten Querschnitte (Hütte I, 22. Auflage, Seite 570)

$$\vartheta = \zeta \cdot \frac{J_{p\,H}}{4 \cdot J_{x\,H} \cdot J_{y\,H}} \cdot \frac{M_d}{G_H} = \frac{M_d}{J_{p\,H'} \cdot G_H}; \quad \zeta \cong 1{,}2$$

(nach Grashof).

Drückt man, etwa von vorhandenen Konstruktionen ausgehend, $J_{y\,H}$ durch $J_{x\,H}$ aus, so wird mit $J_{y\,H} = \frac{J_{x\,H}}{a}$ und $J_p = J_x + J_y$

$$J_{p\,H} = J_{x\,H} + \frac{J_{x\,H}}{a} = J_{x\,H}\left(1 + \frac{1}{a}\right).$$

Wir erhalten dann:

$$J_{p\,H'} = \frac{4 \cdot J_{x\,H} \cdot J_{x\,H}}{a\left(1 + \frac{1}{a}\right) \cdot \zeta \cdot J_{x\,H}} = \frac{4}{1{,}2\,a\left(1 + \frac{1}{a}\right)} \cdot J_{x\,H};$$

$$\underline{J_{p\,H'} = \frac{3{,}33}{a+1} \cdot J_{x\,H} = b \cdot J_{x\,H}.}$$

Hierin ist b meist ein echter Bruch.

Ferner setzen wir noch

$$J_s = c \cdot J_H;$$
$$G_H = d \cdot E_H;$$
$$E_s = e \cdot E_H;$$

so daß wir nach Einsetzung dieser Werte in Gleichung (2) für δ_{ik} nur den Elastizitätsmodul und das Trägheitsmoment des Holmes vorfinden:

$$\delta_{ik} = \int \frac{M_i M_k \cdot d_x}{E_H \cdot J_H} + \int \frac{\overline{M}_i \overline{M}_k \cdot d_x}{e \cdot E_H \cdot c \cdot J_H} + \int \frac{T_i T_k \, d_x}{d \cdot E_H \cdot b \cdot J_H}.$$

Mit $\frac{1}{e \cdot c} = c'$ und $\frac{1}{d \cdot b} = c''$ wird

$$\underline{\delta_{ik} = \int \frac{M_i M_k \cdot d_x}{E_H \cdot J_H} + C' \cdot \int \frac{\overline{M}_i \overline{M}_k \, d_x}{E_H \cdot J_H} + C'' \int \frac{T_i T_k \cdot d_x}{E_H \cdot J_H}} \quad \ldots (3)$$

Die Elastizitätsgleichungen unseres Systems lauten nun:

$$\left.\begin{array}{l} \delta_{01} = X_1 \cdot \delta_{11} + X_2 \cdot \delta_{12} + X_3 \cdot \delta_{13} + X_4 \cdot \delta_{14} + X_5 \cdot \delta_{15} \\ \delta_{02} = X_1 \cdot \delta_{21} + X_2 \cdot \delta_{22} + X_3 \cdot \delta_{23} + X_4 \cdot \delta_{24} + X_5 \cdot \delta_{25} \\ \vdots \\ \delta_{05} = X_1 \cdot \delta_{51} + X_2 \cdot \delta_{52} + X_3 \cdot \delta_{53} + X_4 \cdot \delta_{54} + X_5 \cdot \delta_{55} \end{array}\right\} \quad \ldots (4)$$

Durch Multiplikation beider Seiten der Elastizitätsgleichungen mit $E_H \cdot J_H$ fallen diese Nenner ganz heraus.

Jetzt gehen wir an die Aufzeichnung der Momentenflächen für die verschiedenen Zustände sowie ihre Auswertung.

Zustand $\Sigma X = 0$: Es wirken allein die äußeren Kräfte »1« am Vorderholm. (Abb. 3.)

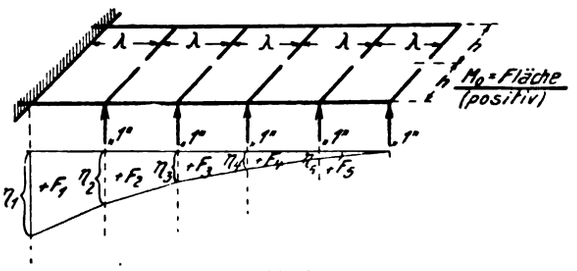


Abb. 3.

$$\left.\begin{array}{l|l} \eta_5 = 1 \cdot \lambda & F_5 = \frac{1}{2}\lambda^2; \\ \eta_4 = 1 \cdot (2\lambda + \lambda) = 3\lambda & F_4 = \frac{4}{2}\lambda^2; \\ \eta_3 = 1 \cdot (3\lambda + 2\lambda + \lambda) = 6\lambda & F_3 = \frac{9}{2}\lambda^2; \\ \eta_2 = 1 \cdot (4\lambda + 3\lambda + 2\lambda + \lambda) = 10\lambda & F_2 = \frac{16}{2}\lambda^2; \\ \eta_1 = 1 \cdot (5\lambda + 4\lambda + 3\lambda + 2\lambda + \lambda) = 15\lambda & F_1 = \frac{25}{2}\lambda^2; \end{array}\right\} \quad \ldots (5)$$

Zustand $X_1 = -1$: Es wird $\left\{\begin{array}{l} \pi_1 = -1 \\ \pi_2 = +1 \end{array}\right.$ (Abb. 4.)

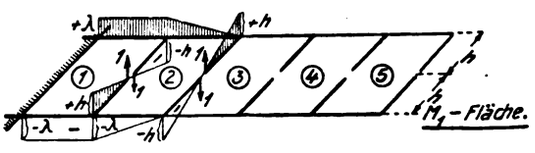


Abb. 4.

Momente, die in den oberen Fasern der Roststäbe Druck erzeugen, seien positiv. Das Biegungsmoment ist für alle Rippen gleich groß, und zwar $= 1 \cdot h$; gleichzeitig ist es konstantes Torsionsmoment für die Holme, wobei zu beachten ist, daß

Digitized by Google

letzteres mit Ausnahme des Zustandes $X_5 = -1$ nur innerhalb eines Feldes wirkt; und zwar beim Zustand $X_1 = -1$ nur für die Holmstücke in Feld (2), beim Zustand $X_2 = -1$ nur in Feld (3) usw.

Die Torsionsmomentenflächen sind wegen ihrer Einfachheit nicht eingezeichnet, jedoch in den Formeln berücksichtigt, und leicht zu verfolgen.

Zustand $X_2 = -1$: $\begin{cases} \pi_2 = -1 \\ \pi_3 = +1 \end{cases}$. (Abb. 5.)

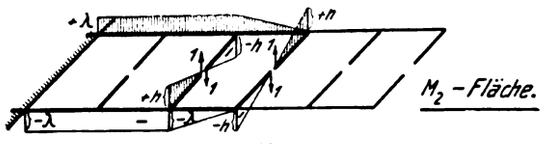


Abb. 5.

Die Zustände $X_3 = -1$ und $X_4 = -1$ ergeben analoge Momentenflächen.

Zustand $X_5 = -1$: Er ergibt $\pi_5 = -1$. (Abb. 6.)

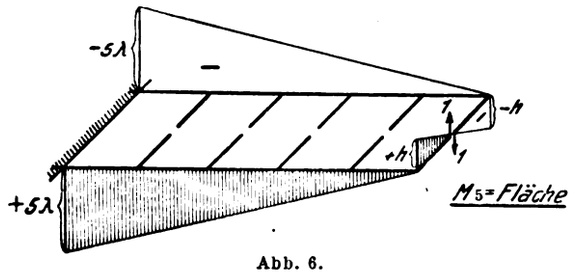


Abb. 6.

Hier erstreckt sich der Einfluß des Torsionsmomentes mit der Größe $1 \cdot h$ über die ganzen Holmlängen.

Bezüglich der Auswertung der einfachen Momentenflächen sei auf Müller-Breslau, Band II, I. Abtlg., sowie auf die fertigen Formeln von Demel[1]) verwiesen.

Ihre Anwendung[2]) ergibt für:

[1]) Richard Schadek von Degenburg und Karl Demel, Hilfsmittel usw. Berlin 1915. Verlag Wilhelm Ernst & Sohn. Seite 7 u. w.

[2]) Will man beispielsweise den Wert von

$$\delta_{12} = \int \frac{M_1 \cdot M_2 \cdot d_x}{E_H \cdot J_H} + c' \int \frac{\overline{M_1} \cdot \overline{M_2} \cdot d_x}{E_H \cdot J_H} + c'' \int \frac{T_1 \cdot T_2 \cdot d_x}{E_H \cdot J_H}$$

ermitteln, so sind die Momentenflächen für die Zustände $X_1 = -1$ und $X_2 = -1$ zu kombinieren (Abb. 4 und 5), und zwar sind die Integrale nur über die Stabteile zu erstrecken, die gleichzeitig durch Momente beansprucht sind. Demnach:

$$\int M_1 \cdot M_2 \cdot d_x = \underbrace{\int_0^{\lambda} (+\lambda) \cdot (+\lambda)\, d_x}_{\text{Feld (1) Hint. Holm}} + \underbrace{\int_0^{\lambda} (-\lambda) \cdot (-\lambda) \cdot d_x}_{\text{Feld (1) V. H.}} +$$

$$+ \underbrace{\int_0^{\lambda} \lambda \cdot x \cdot d_x}_{\text{Feld (2) H. H.}} + \underbrace{\int_0^{\lambda} (-\lambda) \cdot (-x) \cdot d_x}_{\text{Feld (2) V. H.}}$$

$$\int M_1 \cdot M_2\, d_x = 2\,\lambda^3 + 2 \cdot \frac{\lambda^3}{2} = \underline{\underline{3\,\lambda^3}}$$

$$c' \cdot \int \overline{M_1} \cdot \overline{M_2} \cdot d_x = \underbrace{2 \cdot c \int_0^{h} (+x) \cdot (-x) \cdot d_x}_{\text{Riegel 2}} = \underline{\underline{-\frac{2}{3} \cdot c' \cdot h^3}}$$

$c'' \cdot \int T_1 \cdot T_2 \cdot d_x$ wird hier gleich Null. Es ist also

$$E_H \cdot J_H \cdot \delta_{12} = 3\,\lambda^3 - \frac{2}{3} c' \cdot h^3 \quad \text{(vgl. S. 105).}$$

Die Arbeit des Integrierens der Momentenflächen erübrigt sich durch Anwendung der oben angezogenen Sammlung fertiger Formeln. Die auftretenden M-Flächen sind infolge der Anordnung der Unbekannten fast durchweg Rechteck- bzw. Dreiecksflächen (die Torsionsmomentenflächen sind auch Rechtecksflächen). Auftretende Trapezflächen werden durch eine Diagonale wieder in zwei Dreiecke zerlegt. Die Vorzeichen sind zu beachten.

Die Belastungsgrößen:

$$\left.\begin{aligned} E\,J\,\delta_{01} &= \int M_0\, M_1\, d\,x = -\frac{101}{6}\lambda^3 = Z_1 \\ E\,J\,\delta_{02} &= -23\,\lambda^3 = Z_2 \\ E\,J\,\delta_{03} &= -\frac{157}{6}\lambda^3 = Z_3 \\ E\,J\,\delta_{04} &= -\frac{82}{3}\lambda^3 = Z_4 \\ E\,J\,\delta_{05} &= +100\,\lambda^3 = Z_5 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots (6)$$

Die Formgrößen:

$$E\,J\,\delta_{11} = \frac{8}{3}\lambda^3 + \frac{4}{3} c'\,h^3 + 2\,c''\cdot h^2 \cdot \lambda$$

$$E\,J\,\delta_{12} = 3\,\lambda^3 - \frac{2}{3} c'\,h^3$$

$$\left.\begin{matrix} E\,J\,\delta_{13} \\ E\,J\,\delta_{14} \end{matrix}\right\} = 3\,\lambda^3$$

$$E\,J\,\delta_{15} = -\frac{38}{3}\lambda^3 - 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda.$$

$$E\,J\,\delta_{21} = E\,J\,\delta_{12}$$

$$E\,J\,\delta_{22} = \frac{14}{3}\lambda^3 + \frac{4}{3} c'\,h^3 + 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda$$

$$E\,J\,\delta_{23} = 5\,\lambda^3 - 2\,c'\,\frac{h^3}{3}$$

$$E\,J\,\delta_{24} = 5\,\lambda^3$$

$$E\,J\,\delta_{25} = -\frac{56}{3}\lambda^3 - 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda.$$

$$E\,J\,\delta_{31} = E\,J\,\delta_{13};\quad E\,J\,\delta_{32} = E\,J\,\delta_{23}$$

$$E\,J\,\delta_{33} = \frac{20}{3}\lambda^3 + \frac{4}{3} c'\,h^3 + 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda$$

$$E\,J\,\delta_{34} = 7\,\lambda^3 - \frac{2}{3} c'\,h^3$$

$$E\,J\,\delta_{35} = -\frac{68}{3}\lambda^3 - 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda.$$

$$E\,J\,\delta_{41} = E\,J\,\delta_{14};\quad E\,J\,\delta_{42} = E\,J\,\delta_{21};\quad E\,J\,\delta_{43} = E\,\delta_{34}$$

$$E\,J\,\delta_{44} = \frac{26}{3}\lambda^3 + \frac{4}{3} c'\,h^3 + 2\,c''\,h^2 \cdot \lambda$$

$$E\,J\,\delta_{45} = -\frac{74}{3}\lambda^3 - \frac{2}{3} c'\,h^3 - 2\,c''\,h^2\,\lambda.$$

$$E\,J\,\delta_{51} = E\,J\,\delta_{15};\quad E\,J\,\delta_{52} = E\,J\,\delta_{25};\quad E\,J\,\delta_{53} = E\,J\,\delta_{35};$$
$$E\,J\,\delta_{54} = E\,J\,\delta_{45}$$

$$E\,J\,\delta_{55} = \frac{250}{3}\lambda^3 + \frac{2}{3} c'\,h^3 + 10\,c''\,h^2 \cdot \lambda.$$

Wir bezeichnen die Belastungsgrößen mit $Z_1 \div Z_5$, und schreiben die Elastizitätsgleichungen in Form einer Matrix:

	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5
Z_1	$\underline{\delta_{11}}$	δ_{12}	δ_{13}	δ_{14}	δ_{15}
Z_2	δ_{21}	$\underline{\delta_{22}}$	δ_{23}	δ_{24}	δ_{25}
Z_3	δ_{31}	δ_{32}	$\underline{\delta_{33}}$	δ_{34}	δ_{35}
Z_4	δ_{41}	δ_{42}	δ_{43}	$\underline{\delta_{44}}$	δ_{45}
Z_5	δ_{51}	δ_{52}	δ_{53}	δ_{54}	$\underline{\delta_{55}}$

. . . . (7)

Wollen wir den Einfluß der Lasten auf die verschiedenen Unbekannten einzeln verfolgen, so ergibt sich für eine beliebige Unbekannte hier die Form:

$$X_i = \beta_{1i} \cdot Z_1 + \beta_{2i} \cdot Z_2 + \beta_{3i} \cdot Z_3 + \beta_{4i} \cdot Z_4 + \beta_{5i} \cdot Z_5.$$

Hierfür lautet die entsprechende Matrix:

	Z_1	Z_2	Z_3	Z_4	Z_5
X_1	$\underline{\beta_{11}}$	β_{12}	β_{13}	β_{14}	β_{15}
X_2	β_{21}	$\underline{\beta_{22}}$	β_{23}	β_{24}	β_{25}
X_3	β_{31}	β_{32}	$\underline{\beta_{33}}$	β_{34}	β_{35}
X_4	β_{41}	β_{42}	β_{43}	$\underline{\beta_{44}}$	β_{45}
X_5	β_{51}	β_{52}	β_{53}	β_{54}	$\underline{\beta_{55}}$

. . . . (8)

Digitized by Google

Da $\delta_{ik} = \delta_{ki}$, so muß auch $\beta_{ik} = \beta_{ki}$ sein, d. h. die β-Matrix ist ebenso wie die δ-Matrix symmetrisch zur (unterstrichenen) Hauptdiagonale. Die Ermittlung der β-Werte gestaltet sich, abgesehen von der Rechenarbeit, einfach nach der Methode von Müller-Breslau, Bd. II, I. Abtlg. S. 178.

Zur Übersicht soll für diesen Sonderfall der 5 Elastizitätsgleichungen mit je 5 Unbekannten in jeder Gleichung ihr Auflösungsschema angegeben werden. Es ergibt sich aus dem allgemeinen Fall der neungliedrigen Elastizitätsgleichungen wie folgt:

r	a_r	b_r	c_r	d_r	e_r	d_r'	c_r'	b_r'	a_r'	$\frac{1}{e_{Ir}}$	μ_r	ν_r	φ_r	ψ_r
1					δ_{11}	δ_{12}	δ_{13}	δ_{14}	δ_{15}	$\frac{1}{e_{11}}$	μ_1	ν_1	φ_1	ψ_1
2				δ_{21}	δ_{22}	δ_{23}	δ_{24}	δ_{25}		$\frac{1}{e_{12}}$	μ_2	ν_2	φ_2	
3			δ_{31}	δ_{32}	δ_{33}	δ_{34}	δ_{35}			$\frac{1}{e_{13}}$	μ_3	ν_3		
4		δ_{41}	δ_{42}	δ_{43}	δ_{44}	δ_{45}				$\frac{1}{e_{14}}$	μ_4			
5	δ_{51}	δ_{52}	δ_{53}	δ_{54}	δ_{55}					$\frac{1}{e_{15}}$				

Die Koeffizienten ergeben sich der Reihe nach zu:

$$e_{I1} = \delta_{11}$$

$$\mu_1 = -\frac{\delta_{12}}{\delta_{11}};\quad \nu_1 = -\frac{\delta_{13}}{\delta_{11}};\quad \varphi_1 = -\frac{\delta_{14}}{\delta_{11}};\quad \psi_1 = -\frac{\delta_{15}}{\delta_{11}}.$$

$$e_{I2} = \delta_{22} + d_{I2}\cdot\mu_1.$$

Hierin ist: $d_{I2} = \delta_{21}$.

$$\mu_2 = -\frac{d_{I2}\cdot\nu_1 + \delta_{23}}{e_{I2}};$$

$$\nu_2 = -\frac{d_{I2}\cdot\varphi_1 + \delta_{24}}{e_{I2}};$$

$$\varphi_2 = -\frac{d_{I2}\cdot\psi_1 + \delta_{25}}{e_{I2}}.$$

$$e_{I3} = \delta_{33} + c_{I3}\cdot\nu_1 + d_{I3}\cdot\mu_2.$$

Hierin: $c_{I3} = \delta_{31}$

$$d_{I3} = \delta_{32} + \delta_{31}\cdot\mu_1$$

$$\mu_3 = -\frac{c_{I3}\cdot\varphi_1 + d_{I3}\cdot\nu_2 + \delta_{34}}{e_{I3}};$$

$$\nu_3 = -\frac{c_{I3}\cdot\psi_1 + d_{I3}\cdot\varphi_2 + \delta_{35}}{e_{I3}}.$$

$$e_{I4} = \delta_{44} + b_{I4}\cdot\varphi_1 + c_{I4}\cdot\nu_2 + d_{I4}\cdot\mu_3$$

Hierin: $b_{I4} = \delta_{41}$

$$c_{I4} = \delta_{42} + b_{I4}\cdot\mu_1$$

$$d_{I4} = \delta_{43} + b_{I4}\cdot\nu_1 + c_{I4}\cdot\mu_2$$

$$\mu_4 = -\frac{b_{I4}\cdot\psi_1 + c_{I4}\cdot\varphi_2 + d_{I4}\cdot\nu_3 + \delta_{45}}{e_{I4}}.$$

$$e_{I5} = \delta_{55} + \delta_{51}\cdot\psi_1 + b_{I5}\cdot\varphi_2 + c_{I5}\cdot\nu_3 + d_{I5}\,\mu_4$$

Hierin: $b_{I5} = \delta_{52} + \delta_{51}\cdot\mu_1$

$$c_{I5} = \delta_{53} + \delta_{51}\cdot\nu_1 + b_{I5}\cdot\mu_2$$

$$d_{I5} = \delta_{54} + \delta_{51}\cdot\varphi_1 + b_{I5}\cdot\nu_2 + c_{I5}\cdot\mu_3.$$

Mit dem letzten β-Werte anfangend, schreiten wir nun zur Aufstellung der β-Tafeln.

$$\begin{aligned}
&\beta_{15} = \mu_1\cdot\beta_{25} + \nu_1\cdot\beta_{35} + \varphi_1\cdot\beta_{45} + \psi_1\cdot\beta_{55}\\
&\beta_{25} = \mu_2\cdot\beta_{35} + \nu_2\cdot\beta_{45} + \varphi_2\cdot\beta_{55}\\
&\beta_{35} = \mu_3\cdot\beta_{45} + \nu_3\cdot\beta_{55}\\
&\beta_{45} = \mu_4\cdot\beta_{55}\\
&\beta_{55} = \frac{1}{e_{15}}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\beta_{14} = \mu_1\cdot\beta_{24} + \nu_1\cdot\beta_{34} + \varphi_1\cdot\beta_{44} + \psi_1\cdot\beta_{54}\\
&\beta_{24} = \mu_2\cdot\beta_{34} + \nu_2\cdot\beta_{44} + \varphi_2\cdot\beta_{54}\\
&\beta_{34} = \mu_3\cdot\beta_{44} + \nu_3\cdot\beta_{54}\\
&\beta_{44} = \mu_4\cdot\beta_{54} + \frac{1}{e_{14}}\\
&\beta_{54} = \beta_{45}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\beta_{13} = \mu_1\cdot\beta_{23} + \nu_1\cdot\beta_{33} + \varphi_1\cdot\beta_{43} + \psi_1\cdot\beta_{53}\\
&\beta_{23} = \mu_2\cdot\beta_{33} + \nu_2\cdot\beta_{43} + \varphi_2\cdot\beta_{53}\\
&\beta_{33} = \mu_3\cdot\beta_{43} + \nu_3\cdot\beta_{53} + \frac{1}{e_{13}}\\
&\beta_{43} = \beta_{34}\\
&\beta_{53} = \beta_{35}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\beta_{12} = \mu_1\cdot\beta_{22} + \nu_1\cdot\beta_{32} + \varphi_1\cdot\beta_{42} + \psi_1\cdot\beta_{52}\\
&\beta_{22} = \mu_2\cdot\beta_{32} + \nu_2\cdot\beta_{42} + \varphi_2\cdot\beta_{52} + \frac{1}{e_{12}}\\
&\beta_{32} = \beta_{23}\\
&\beta_{42} = \beta_{24}\\
&\beta_{52} = \beta_{25}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&\beta_{11} = \mu_1\cdot\beta_{21} + \nu_1\cdot\beta_{21} + \varphi_1\cdot\beta_{41} + \psi_1\cdot\beta_{51} + \frac{1}{e_{11}}\\
&\beta_{21} = \beta_{12}\\
&\beta_{31} = \beta_{13}\\
&\beta_{41} = \beta_{14}\\
&\beta_{51} = \beta_{15}.
\end{aligned}$$

Die Pfeilrichtungen deuten die Reihenfolge der Lösungen an. Aus (8) können nun die Unbekannten errechnet werden, womit der Verfolgung des Einflusses der verschieden belasteten Holme aufeinander in der eingangs angedeuteten Weise keine Schwierigkeiten mehr im Wege stehen.

Der dreiholmige Flügel.

Nach dem Obengesagten gestaltet sich die Untersuchung des dreiholmigen Systems nunmehr einfach. (Abb. 7.)

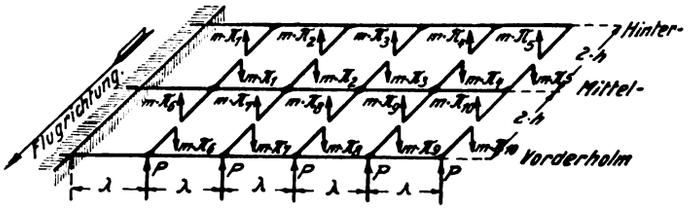


Abb. 7.

Wie vor bezeichnen wir:

$$\begin{aligned}
X_1 &= \pi_1 & \pi_1 &= X_1\\
X_2 &= \pi_1 + \pi_2 & \pi_2 &= X_2 - X_1\\
X_3 &= \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 & \pi_3 &= X_3 - X_2\\
X_4 &= \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 + \pi_4 & \pi_4 &= X_4 - X_3\\
X_5 &= \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 + \pi_4 + \pi_5 & \pi_5 &= X_5 - X_4
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
X_6 &= \pi_6 & \pi_6 &= X_6\\
X_7 &= \pi_6 + \pi_7 & \pi_7 &= X_7 - X_6\\
X_8 &= \pi_6 + \pi_7 + \pi_8 & \pi_8 &= X_8 - X_7\\
X_9 &= \pi_6 + \pi_7 + \pi_8 + \pi_9 & \pi_9 &= X_9 - X_8\\
X_{10} &= \pi_6 + \pi_7 + \pi_8 + \pi_9 + \pi_{10} & \pi_{10} &= X_{10} - X_9.
\end{aligned}$$

Die π-Kräfte seien zunächst wieder durch alleinige Belastung des Vorderholms mit den Knotenpunktslasten »1« erzeugt gedacht. Die Wirkung von Kräften $P = m\cdot 1$ wäre dann gleich $m\cdot A'$; Kräfte $P' = n\cdot 1$ in den Hinterholmknoten rufen wieder ein symmetrisches bzw. antisymmetrisches Resultat $n\cdot A''$ hervor.

Lassen wir nun an dem Mittelholm in gleicher Weise Lasten »1« angreifen, so werden infolge Systemsymmetrie die hierdurch entstehenden Unbekannten

$$\pi_1 = \pi_6$$
$$\pi_2 = \pi_7 \text{ usw.}$$

Dies wird sich durch Erzeugung von 10 entsprechend symmetrischen δ_0-Werten bemerkbar machen.

Da nun auch

$$X_1 = X_6,$$
$$X_2 = X_7 \text{ usw.},$$

Digitized by Google

so genügt zur Durchführung dieses Rechnungsteiles eine der beiden Gleichungsgruppen (siehe Seite 108), womit dieser Teil sofort auf den Fall der 5 Gleichungen mit je 5 Unbekannten zurückgeführt ist. Ergibt dieser letzte Belastungsfall mit Knotenlasten $r \cdot 1 = P''$ einen Einfluß $r \cdot A'''$ auf unser System, so wird die Gesamteinwirkung, wenn auf den Vorderholm die Kräfte P, den Hinterholm P' und auf den Mittelholm P'' gleichzeitig wirken,

$$A = m \cdot A' + n \cdot A'' + r \cdot A'''.$$

Belastung des Vorderholmes.

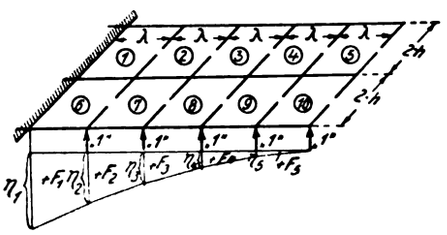


Abb. 8.

Es stehen uns jetzt 10 Elastizitätsgleichungen mit 10 Unbekannten zur Verfügung, und zwar:

$$\begin{aligned}
\delta_{01} &= X_1 \cdot \delta_{11} + X_2 \cdot \delta_{12} + X_3 \cdot \delta_{13} + X_4 \cdot \delta_{14} + X_5 \cdot \delta_{15} + \\
&\quad + X_6 \cdot \delta_{16} + X_7 \cdot \delta_{17} + X_8 \cdot \delta_{18} + X_9 \cdot \delta_{19} + X_{10} \cdot \delta_{110} \\
\delta_{02} &= X_1 \cdot \delta_{21} + X_2 \cdot \delta_{22} + X_3 \cdot \delta_{23} + X_4 \cdot \delta_{24} + X_5 \cdot \delta_{25} + \\
&\quad + X_6 \cdot \delta_{26} + X_7 \cdot \delta_{27} + X_8 \cdot \delta_{28} + X_9 \cdot \delta_{29} + X_{10} \cdot \delta_{210} \\
&\vdots \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \\
\delta_{010} &= X_1 \cdot \delta_{101} + X_2 \cdot \delta_{102} + X_3 \cdot \delta_{103} + X_4 \cdot \delta_{104} + X_5 \cdot \delta_{105} + \\
&\quad + X_6 \cdot \delta_{106} + X_7 \cdot \delta_{107} + X_8 \cdot \delta_{108} + X_9 \cdot \delta_{109} + X_{10} \cdot \delta_{1010}.
\end{aligned}$$

Der allgemeine Aufbau der Formgrößen δ_{ik} ist der gleiche wie auf Seite 104. Wie Abb. 8 zeigt, werden die Belastungsgrößen $\delta_{01} \div \delta_{05}$ gleich 0, während $\delta_{06} \div \delta_{010}$ vollkommen übereinstimmen mit den Werten $\delta_{01} \div \delta_{05}$ auf Seite 105.

Die Kombination der M_0-Fläche mit den $M_1 - M_5$ Flächen ergibt, wie schon erwähnt, δ_{01} bis δ_{05} gleich Null. (Abb. 9—11.)

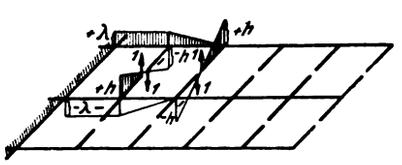


Abb. 9.

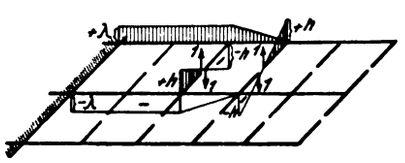


Abb. 10.

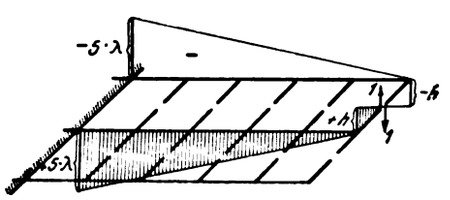


Abb. 11.

Es werden (vgl. Seite 105)

$$\begin{aligned}
E J \cdot \delta_{06} &= -\frac{101}{6} \lambda^3; \\
E J \cdot \delta_{07} &= -23 \lambda^3; \\
E J \cdot \delta_{08} &= -\frac{157}{6} \lambda^3; \\
E J \cdot \delta_{09} &= -\frac{82}{3} \lambda^3; \\
E J \cdot \delta_{010} &= +100 \lambda^3.
\end{aligned}$$

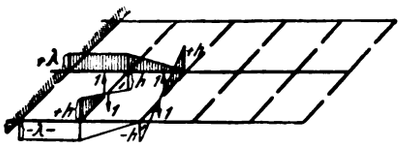


Abb. 12.

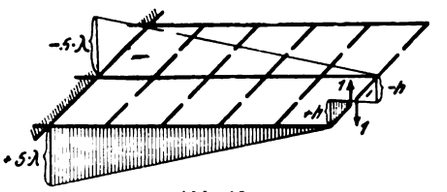


Abb. 13.

Die Formgrößen lauten:

$E J \cdot \delta_{11} \div E J \delta_{15}$ wie auf Seite 105.

$$E J \cdot \delta_{16} = -\frac{4}{3} \lambda^3 + C'' h^2 \cdot \lambda$$

$$E J \cdot \delta_{17} = -\frac{3}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{18} = -\frac{3}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{19} = -\frac{3}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{110} = +\frac{19}{3} \lambda^3 - C'' \cdot h^2 \cdot \lambda$$

$E J \cdot \delta_{21} \div E J \cdot \delta_{25}$ vergl. S. 105

$$E J \cdot \delta_{26} = -\frac{3}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{17})$$

$$E J \cdot \delta_{27} = -\frac{7}{3} \lambda^3 + c'' \cdot h^2 \cdot \lambda$$

$$E J \cdot \delta_{28} = -\frac{5}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{29} = -\frac{5}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{210} = +\frac{28}{3} \lambda^3 - c'' h^2 \cdot \lambda$$

$E J \cdot \delta_{31} \div E J \cdot \delta_{35}$ vergl. S. 105

$$E J \cdot \delta_{36} = -\frac{3}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{18})$$

$$E J \cdot \delta_{37} = -\frac{5}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{28})$$

$$E J \cdot \delta_{38} = -\frac{10}{3} \lambda^3 + c'' h^2 \cdot \lambda$$

$$E J \cdot \delta_{39} = -\frac{7}{2} \lambda^3$$

$$E J \cdot \delta_{310} = +\frac{34}{3} \lambda^3 - c'' \cdot h^2 \cdot \lambda$$

$E J \cdot \delta_{41} \div E J \cdot \delta_{45}$ vergl. S. 105

$$E J \cdot \delta_{46} = -\frac{3}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{19})$$

$$E J \cdot \delta_{47} = -\frac{5}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{29})$$

$$E J \cdot \delta_{48} = -\frac{7}{2} \lambda^3 \; (= \delta_{39})$$

$$E J \cdot \delta_{49} = -\frac{13}{3} \lambda^3 + c'' h^2 \cdot \lambda$$

$$E J \cdot \delta_{410} = +\frac{37}{3} \lambda^3 - c'' h^2 \cdot \lambda$$

Digitized by Google

$$EJ\ \delta_{51} \div EJ\cdot\delta_{55} \text{ vergl. S. 105}$$

$$EJ\cdot\delta_{56} = +\frac{19}{3}\lambda^3 - c''h^2\cdot\lambda\ (=\delta_{110})$$

$$EJ\cdot\delta_{57} = +\frac{28}{3}\lambda^3 - c''h^2\cdot\lambda\ (=\delta_{210})$$

$$EJ\cdot\delta_{58} = +\frac{34}{3}\lambda^3 - c''h^2\cdot\lambda\ (=\delta_{310})$$

$$EJ\cdot\delta_{59} = +\frac{37}{3}\lambda^3 - c''h^2\cdot\lambda\ (=\delta_{410})$$

$$EJ\cdot\delta_{510} = -\frac{125}{3}\lambda^3 + 5\,c''h^2\cdot\lambda.$$

$EJ\cdot\delta_{61} = EJ\cdot\delta_{16}$	$EJ\cdot\delta_{71} = EJ\cdot\delta_{17}$
$\delta_{62} = \delta_{26}$	$\delta_{72} = \delta_{27}$
$\delta_{63} = \delta_{36}$	$\delta_{73} = \delta_{37}$
$\delta_{64} = \delta_{46}$	$\delta_{74} = \delta_{47}$
$\delta_{65} = \delta_{56}$	$\delta_{75} = \delta_{57}$
$\delta_{66} = \delta_{11}$	$\delta_{76} = \delta_{67}$
$\delta_{67} = \delta_{12}$	$\delta_{77} = \delta_{22}$
$\delta_{68} = \delta_{13}$	$\delta_{78} = \delta_{23}$
$\delta_{69} = \delta_{14}$	$\delta_{79} = \delta_{24}$
$\delta_{610} = \delta_{15}$	$\delta_{710} = \delta_{25}$.

$EJ\cdot\delta_{81} = EJ\cdot\delta_{18}$	$EJ\cdot\delta_{91} = EJ\cdot\delta_{19}$
$\delta_{82} = \delta_{28}$	$\delta_{92} = \delta_{29}$
$\delta_{83} = \delta_{38}$	$\delta_{93} = \delta_{39}$
$\delta_{84} = \delta_{48}$	$\delta_{94} = \delta_{49}$
$\delta_{85} = \delta_{58}$	$\delta_{95} = \delta_{59}$
$\delta_{86} = \delta_{68}$	$\delta_{96} = \delta_{69}$
$\delta_{87} = \delta_{78}$	$\delta_{97} = \delta_{79}$
$\delta_{88} = \delta_{33}$	$\delta_{98} = \delta_{89}$
$\delta_{89} = \delta_{34}$	$\delta_{99} = \delta_{44}$
$\delta_{810} = \delta_{35}$	$\delta_{910} = \delta_{45}$.

$$\begin{aligned}
EJ\cdot\delta_{101} &= EJ\cdot\delta_{110}\\
\delta_{102} &= \delta_{210}\\
\delta_{103} &= \delta_{310}\\
\delta_{104} &= \delta_{410}\\
\delta_{105} &= \delta_{510}\\
\delta_{106} &= \delta_{610}\\
\delta_{107} &= \delta_{710}\\
\delta_{108} &= \delta_{810}\\
\delta_{109} &= \delta_{910}\\
\delta_{1010} &= \delta_{55}.
\end{aligned}$$

Benutzen wir abermals eine Matrix zur übersichtlichen Darstellung der 10 Elastizitätsgleichungen, so erhalten wir unter Bezeichnung der Belastungsgrößen mit $Z_1 \div Z_{10}$:

	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9	X_{10}
1) 0	$\underline{\delta_{11}}$	δ_{12}	δ_{13}	δ_{14}	δ_{15}	δ_{16}	δ_{17}	δ_{18}	δ_{19}	δ_{110}
2) 0		$\underline{\delta_{22}}$	δ_{23}	δ_{24}	δ_{25}	δ_{26}	δ_{27}	δ_{28}	δ_{29}	δ_{210}
3) 0			$\underline{\delta_{33}}$	δ_{34}	δ_{35}	δ_{36}	δ_{37}	δ_{38}	δ_{39}	δ_{310}
4) 0				$\underline{\delta_{44}}$	δ_{45}	δ_{46}	δ_{47}	δ_{48}	δ_{49}	δ_{410}
5) 0					$\underline{\delta_{55}}$	δ_{56}	δ_{57}	δ_{58}	δ_{59}	δ_{510}
6) Z_6						$\underline{\delta_{66}}$	δ_{67}	δ_{68}	δ_{69}	δ_{610}
7) Z_7							$\underline{\delta_{77}}$	δ_{78}	δ_{79}	δ_{710}
8) Z_8								$\underline{\delta_{88}}$	δ_{89}	δ_{810}
9) Z_9									$\underline{\delta_{99}}$	δ_{910}
10) Z_{10}										$\underline{\delta_{1010}}$

Hierin ist nun bemerkenswert, daß, wie die Errechnung der δ_{ik}-Werte ergab, eine Symmetrie insofern herrscht, als

$$\delta_{11} = \delta_{66};\ \delta_{22} = \delta_{77} \text{ usf.}$$
$$\delta_{12} = \delta_{67};\ \delta_{13} = \delta_{68} \text{ usf. sind.}$$

Dadurch haben wir auch hier die Möglichkeit, die zehn 10-gliedrigen Elastizitätsgleichungen zurückzuführen auf zwei Gruppen von fünf Gleichungen mit 5 Unbekannten. Wir gehen dabei in der Weise vor, daß wir die Gleichungen

1) u. 6)
2) u. 7)
3) u. 8)
4) u. 9)
5) u. 10)

} zunächst addieren,

sodann voneinander subtrahieren. Die dabei entstehenden Glieder bezeichnen wir zur Abkürzung nun wie folgt:

$X_1 + X_6 = S_1$	$X_1 - X_6 = D_1$
$X_2 + X_7 = S_2$	$X_2 - X_7 = D_2$
. . . . .	. . . . .
$X_5 + X_{10} = S_5$	$X_5 - X_{10} = D_5$
$\delta_{11} + \delta_{16} = \delta_{11}^+$	$\delta_{11} - \delta_{16} = \delta_{11}^-$
$\delta_{12} + \delta_{17} = \delta_{12}^+$	$\delta_{12} - \delta_{17} = \delta_{12}^-$
. . . . .	. . . . .
$\delta_{15} + \delta_{110} = \delta_{15}^+$	$\delta_{15} - \delta_{110} = \delta_{15}^-$

und erhalten nunmehr die beiden Gruppen der Elastizitäts-Gleichungen in der Form:

	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5
Z_6	δ_{11}^+	δ_{12}^+	δ_{13}^+	δ_{14}^+	δ_{15}^+
Z_7		δ_{22}^+	δ_{23}^+	δ_{24}^+	δ_{25}^+
Z_8			δ_{33}^+	δ_{34}^+	δ_{35}^+
Z_9				δ_{44}^+	δ_{45}^+
Z_{10}					δ_{55}^+

	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5
$-Z_6$	δ_{11}^-	δ_{12}^-	δ_{13}^-	δ_{14}^-	δ_{15}^-
$-Z_7$		δ_{22}^-	δ_{23}^-	δ_{24}^-	δ_{25}^-
$-Z_8$			δ_{33}^-	δ_{34}^-	δ_{35}^-
$-Z_9$				δ_{44}^-	δ_{45}^-
$-Z_{10}$					δ_{55}^-.

Die Auflösung dieser Gleichungen ist schon besprochen. Nach Ermittlung der Werte S bzw. D findet man rasch die Unbekannten X, und aus ihnen wiederum die π-Kräfte an den Schnittstellen der Rippen. Diese letzteren Umrechnungen nehmen zahlenmäßig die geringste Mühe in Anspruch.

Gehen wir noch kurz auf den Belastungsfall des Mittelholmes ein. Hier entstehen, wie schon oben gesagt wurde, 10 symmetrische Belastungsgrößen: (Abb. 14).

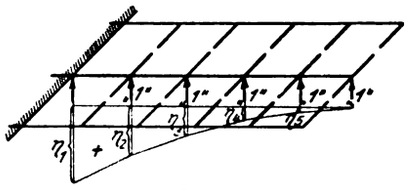


Abb. 14.

Entsprechend dem Biegungsverlauf des Systems wählen wir auch symmetrische Richtung der π-Kräfte: (Abb. 15).

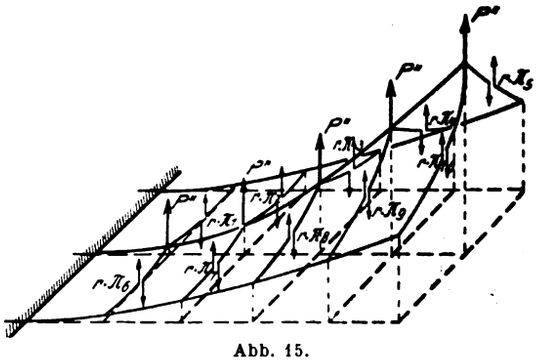


Abb. 15.

Hierdurch ändern sich bei den Zuständen $X_6 \div X_{10} = -1$ die Vorzeichen der M_6- bis M_{10}-Flächen, so daß die Kombinationen der M_0-Fläche mit den $M_{6:10}$-Flächen alle gleiches Vorzeichen, in diesem Falle ein negatives, erhalten.

Die ersten fünf Gleichungen sind entsprechend auch alle mit einem Z-Gliede zu versehen, worauf wir nach Seite 105 vorgehen können.

Es sei zum Schlusse bemerkt, daß die Schwierigkeiten der Rechnung fast ausschließlich in der Lösung der mehrgliedrigen Gleichungen liegen. Auch von dieser Seite möge darauf hinge-

Digitized by Google

wiesen werden, daß nur ein Arbeiten mit der Rechenmaschine auf viele Stellen Aussicht auf gute Ergebnisse bietet.

Die naheliegende Benutzung von Determinanten zur Auflösung wird im vorliegenden Falle, wo die Zahl der Gleichungen und Unbekannten über vier hinaus geht, unzweckmäßig. (Vgl. Müller-Breslau, Bd. II, 1. Abtlg.)

Hat man die endgültigen Kräfte ermittelt, so liefern diese neben den Biegungsmomenten naturgemäß Torsionsmomente, die aber jetzt ihre Wirkung über die ganzen Holmlängen erstrecken. Bei stärkeren Verdrehungen, wie sie bei großen Holmlängen an der Holmwurzel entstehen können, müssen die durch sie hervorgerufenen Schubspannungen in Richtung der Holmlängsfasern berücksichtigt werden. (Vgl. Goetzke, Z. d. V. d. I. 1909, S. 935.)

Der vorliegende Aufsatz will im behandelten Beispiel vor allem die notwendigste Theorie vereinigen mit den im Flugzeugbau stark maßgebenden praktischen Gesichtspunkten. Es lassen sich natürlich noch schärfere Rechnungswege angeben, wie z. B. die Einführung der Torsionsmomente und Querkräfte in Trägerebene an den Rippenschnittstellen als weitere selbständige Unbekannte, doch steht die dann aufzuwendende Rechenarbeit in keinem Verhältnis zu den praktisch notwendigen Resultaten.

Eine zahlenmäßige Auswertung des Gegebenen möge einem weiteren Aufsatze vorbehalten bleiben.

Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.[1])

Von G. Lachmann, Göttingen.

Vorbemerkung.

Seit den ersten Veröffentlichungen von Versuchsergebnissen mit Spaltflügeln, die gewissermaßen die experimenta crucis dieser neuen Flügelform darstellten, ist der Allgemeinheit verhältnismäßig wenig über die weitere Entwicklung bekannt geworden. In den letzten Jahren ist jedoch eine rege Forschungsarbeit konstruktiver und versuchstechnischer Art in England und in Deutschland auf diesem Gebiete geleistet worden, und es dürfte bekannt sein, daß diese Arbeiten zur erfolgreichen praktischen Anwendung von Spaltflügeln seitens der Handley Page Ltd. geführt haben. Im folgenden seien verschiedene Ergebnisse mitgeteilt, von denen ich annehme, daß sie allgemeineres Interesse besitzen.

1. Einfluß des Kennwertes.

Der Einfluß des Kennwertes erwies sich bei Windkanalversuchen mit Spaltflügeln als außerordentlich bedeutungsvoll. Durch die Versuche von Kumbruch[2]) und Wieselsberger[3]) und durch englische Versuche[4]) ist bereits bekannt, daß sich der maximale Auftriebsbeiwert besonders bei hohen Auftrieb liefernden, dicken und starkgewölbten Profilen Kennwertsveränderungen gegenüber sehr labil verhält.

Bei Spaltflügeln machte sich die Abhängigkeit des Höchstauftriebes vom Kennwert zum ersten Male sehr deutlich bei einem mitteldicken Profil, 0/100 (s. Abb. 2) geltend, mit welchem in englischen Versuchsanstalten sehr befriedigende Ergebnisse hinsichtlich des Betrages von $c_{a\max}$ erzielt worden waren. Die englischen Werte waren folgende:

Windgeschwindigkeit v m/s	Kennwert mm m/s	$c_{a\max}$ Schlitz offen	$c_{a\max}$ Schlitz zu
10,7	1600	1,790	1,256
24,7	3660	1,886	1,266

Das gleiche Profil ergab im Göttinger großen Kanal bei einer Flächentiefe von 11,2 cm und bei einer Windgeschwindigkeit von $v = 30$ m/s, also $E = 3300$, ein $c_{a\max}$ von nur 1,320. Die von der Göttinger Norm abweichende Flächentiefe von 11,2 cm war bei dieser Fläche aus bestimmten modelltechnischen Gründen gewählt worden.

Dieses Profil wurde hierauf mit einer Flächentiefe von 20 cm ausgeführt und beim üblichen Göttinger Kennwert $E = 6000$ versucht. Das Modell besaß eine Spannweite von 100 cm und somit ein Seitenverhältnis von 5. Zum besseren Vergleich mit den englischen Ergebnissen wurden die erhaltenen Werte auf Grund der Betzschen Formeln auf das Seitenverhältnis 6 umgerechnet.

Zur Feststellung des günstigen Spaltquerschnittes s wurden folgende Spaltweiten im Bereich der für $c_{a\max}$ in Frage kommenden Anstellwinkel untersucht 4,3 4,6 5,0 5,3 5,6 5,8 und 6,5 mm. Die Ergebnisse sind in Zahlentafel 1 zusammengestellt. Es ergab sich

Zahlentafel 1.

Einfluß der Spaltweite s auf $C_{a\max}$ bei Profil 0/100 (Kennwert $E = 6000$).

Spaltweite s mm	$c_{a\max}$	Spaltweite s mm	$c_{a\max}$
4,3	1,66	5,6	1,49
4,6	1,70	5,8	1,46
5	1,60	6,5	1,44
5,3	1,45		

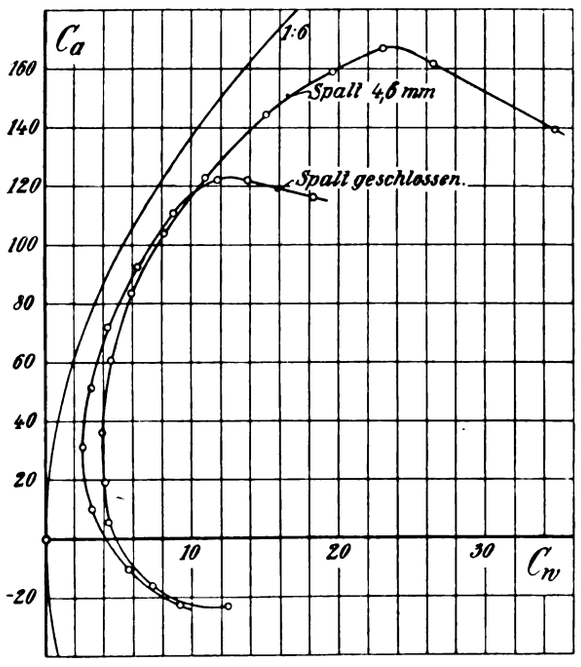


Abb. 1. Profil 0/100 (kleines Modell).

als günstigster Spaltquerschnitt $s = 4{,}6$ mm, wobei ein $c_{a\max}$ von 1,7 erreicht wurde. Bei wachsendem Spaltquerschnitt sank der Höchstauftrieb, während der kritische Anstellwinkel zunahm. Diese Erscheinung beruht wahrscheinlich auf der Vergrößerung des Anstellwinkels des Hilfsflügels relativ zur Strömung.

Nach Ermittlung der günstigsten Spaltweite wurde eine vollständige Messung beim Kennwert 6000 mit offenem und geschlossenem Spalt durchgeführt. Der Verschluß des Spaltes erfolgte hierbei durch Drehung des Hilfsflügels. Das Ergebnis dieser Messung ist in Abb. 1 ersichtlich. Der Betrag von $c_{a\max}$ bei geschlossenem Spalt stimmt gut mit dem englischen Ergebnis überein, während der Betrag des Höchstauftriebes bei offenem Spalt noch etwas unterhalb des englischen Wertes liegt.

Um festzustellen, wie weit der Einfluß des Kennwertes geht, wurde der Betrag von $c_{a\max}$ bei zwei verschiedenen Windgeschwindigkeiten, $v = 10$ m/s bzw. $v = 20$ m/s, nachgemessen. Diesen Geschwindigkeiten entsprechen Kennwerten von 2000 bzw. 4000. Im ersten Falle wurde $c_{a\max}$ zu 1,56, im zweiten Fall zu 1,57 ermittelt. Es ist bemerkenswert, daß diese Beträge beträchtlich von den Werten abweichen, welche mit dem kleineren Modell beim Kennwert 3300 erzielt wurden. Diese Abweichung vom Reynoldschen

---

[1]) Dieser Aufsatz lag der Schriftleitung bereits im November des vergangenen Jahres vor. Aus verschiedenen technischen Gründen konnte seine Veröffentlichung nicht früher erfolgen, so daß auf diese Weise Versuchsergebnisse erst jetzt bekannt gemacht werden, die bereits vor längerer Zeit gewonnen wurden und durch Erfahrungen aus neuerer Zeit teilweise überholt sind. Einige neuere Erfahrungen sollen in einer anschließenden Veröffentlichung bekannt gegeben werden. – Die Schriftltg.

[2]) Kumbruch, ZFM 1919, Heft 9 und 10.

[3]) Wieselsberger, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I. Lieferung. S. 54.

[4]) Report of the British Advisory Committee for Aeronautics, Nr. 415.

Digitized by Google

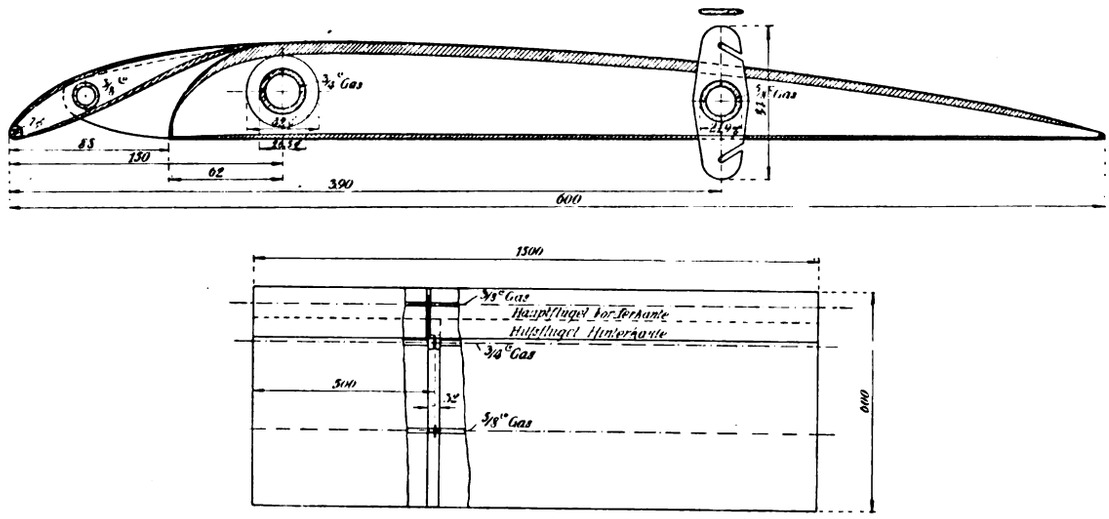


Abb. 2. Profil 0/100 mit Schlitz.

Gesetz dürfte durch den verschiedenen Grad der Oberflächenrauhigkeit relativ zur Größe der Oberfläche der beiden Modelle zu erklären sein. In der Tat ließ sich bei künstlich vergrößerter Rauhigkeit des Schlitzes mit Hilfe von aufgeleimtem Schmirgelpulver eine wesentliche Abschwächung des Spalteffektes beobachten. Entsprechende Erscheinungen sind von Wieselsberger auch an normalen Profilen beobachtet worden.

Mit dem gleichen Modell wurde ferner untersucht, wie sich der Höchstauftrieb bei Turbulenz ändert. Letztere wurde dadurch erreicht, daß ein Drahtgitter von ungefähr 3 cm Maschenweite und 0,75 mm Drahtstärke in den Windkanal eingespannt wurde. Es wurde dabei ein Sinken von $c_{a\,max}$ auf 1,65 beobachtet. Frühere Versuche dieser Art an dem kleineren Modell hatten bereits gelehrt, daß die Turbulenz den Profilwiderstand in gleicher Weise vermindert, wie dies an normalen Profilen bereits bekannt ist. Eine Erhöhung von $c_{a\,max}$ wurde jedoch in beiden Fällen nicht festgestellt. Die noch bestehenden Unterschiede zwischen den englischen und deutschen Ergebnissen hinsichtlich des Höchstauftriebes des Spaltprofils 0/100 dürften also auf andere komplizierte und schwer definierbare Einflüsse zurückzuführen sein.

Diese Beobachtungen gaben Veranlassung, den Einfluß des Kennwertes in noch weiteren Grenzen zu erforschen. Die Untersuchungen wurden an zwei Profilen durchgeführt, einmal an dem bereits erwähnten Profil 0/100 und ferner an einem dünnen Profil R. A. F. 15. Die Modelle erhielten eine Flächentiefe von 60 cm bzw. 64 cm bei Profil R. A. F. 15 mit Hilfsflügel, und wurden in einer ebenen Strömung untersucht. Die Versuchsanordnung entsprach derjenigen, die seinerzeit von Kumbruch und später von Wieselsberger bei ihren Kennwertsuntersuchungen an normalen Profilen benutzt wurde. Mit Hilfe einer Windgeschwindigkeit von 40 m/s konnten alsdann Kennwerte erreicht werden, die den beim wirklichen Landevorgang auftretenden Beträgen schon sehr nahe kamen. Es bestand somit die Möglichkeit, den Kennwertseinfluß innerhalb einer verhältnismäßig großen Spanne zu untersuchen.

Bei der erwähnten Einrichtung wird auf die Messung von zwei vertikalen Auftriebskomponenten verzichtet und lediglich der Gesamtauftrieb und der Widerstand gemessen. Erfahrungsgemäß ist die Druckmittelpunktswanderung keinen besonderen Kennwertseinflüssen unterworfen. Besondere Sorgfalt wurde der Ermittlung der durch die Drahtaufhängung erzeugten »Vorziehung«[1]) und der Ermittlung des Drahtwiderstandes zugewandt. Allgemein gesprochen stellt die Meßmethode zwischen den Wänden noch keine ideale Lösung dar und ist an vielen Punkten verbesserungsbedürftig. Gegenwärtig bietet sie aber in Deutschland die einzige Möglichkeit, derartige Untersuchungen durchzuführen. Kennwertsuntersuchungen bei sehr kleinen Kennwerten, wie sie beispielsweise früher an normalen Profilen in Teddington durchgeführt worden sind[2]), besitzen nur akademisches Interesse und können den Konstrukteur leicht zu falschen Schlüssen führen.

Die untersuchten Profile und die Art der Herstellung der Modelle sind aus Abb. 2, 3 und 4 ersichtlich. Mit Rücksicht auf eine möglichst große Genauigkeit der Profilkurven und im Interesse geringer Herstellungskosten wurde die bei den kleinen Modellen in Göttingen übliche Herstellungsweise als Gipsflügel mit Blecheinlage beibehalten. Die Blecheinlage war jedoch entsprechend den größeren Luftkräften durch zwei als Holme dienende Gasrohre und verschieden Blechrippen verstärkt worden. Die eigentliche Gipsauflage, die auf den Zeichnungen schraffiert dargestellt ist, wurde ziemlich dünn ausgeführt.

Der Hilfsflügel bei Profil 0/100 war drehbar gelagert, so daß die Spaltweite verändert werden konnte. Bei R. A. F. 15 bestand der Hilfsflügel aus einer gebogenen Blechplatte und war starr am Hinterflügel befestigt.

[1]) Vorziehung = horizontale Komponente, die durch nicht genau vertikale Drahtaufhängung entsteht.

[2]) Br. A. C. A. Nr. 72, 110, 148, 450, 656. Neuerdings ist man in Teddington, wie sich Verfasser vor kurzem persönlich überzeugen konnte, ebenfalls zu großen Kennwerten — $E \sim 24\,000$ — übergegangen. Die Versuche werden jedoch nicht in einer ebenen Strömung sondern in einer räumlichen (Seitenverhältnis 6) vorgenommen.

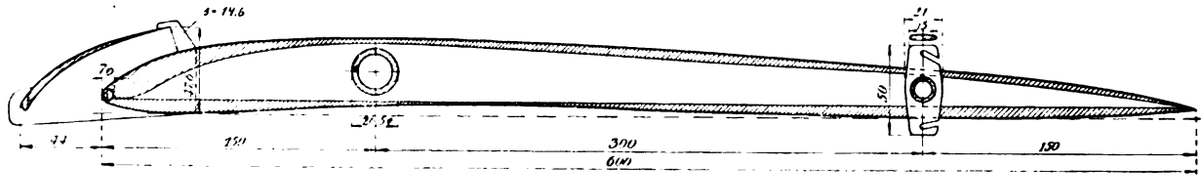


Abb. 3. Profil R. A. F. 15 mit Hilfsflügel.

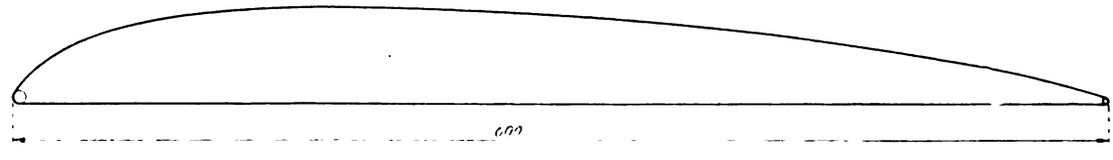


Abb. 4. Profil 0/100 ohne Schlitz.

Digitized by Google

Versuchsergebnisse mit Profil 0/100.

Es wurde zunächst wieder die günstigste Spaltweite ermittelt. Von den drei untersuchten Spaltweiten $s = 12{,}8$, 16 und 18 mm

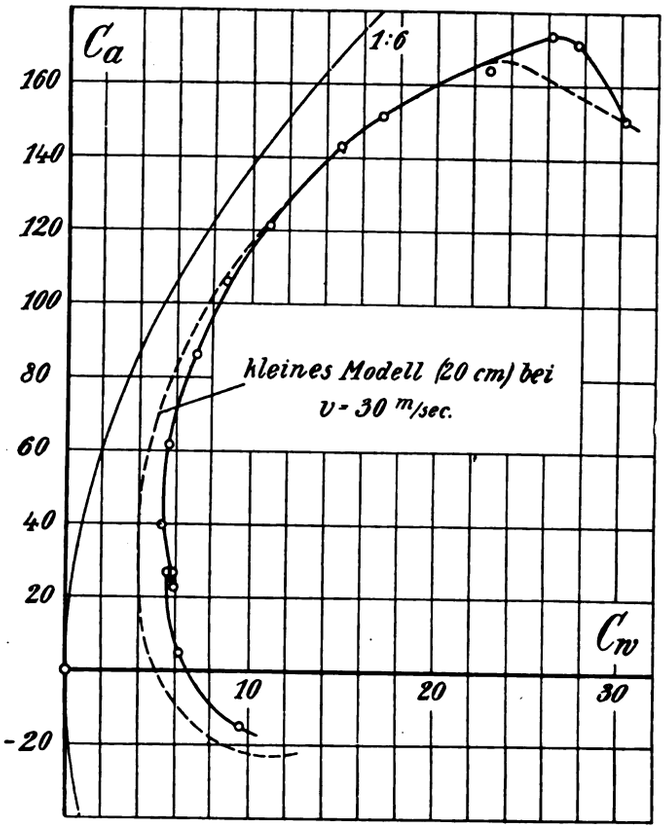


Abb. 5. Profil 0/100 (großes Modell).

erwies sich $s = 16$ mm hinsichtlich des Höchstauftriebes am günstigsten (s. Zahlentafel 2). Mit dieser Spaltweite wurden daraufhin die weiteren Messungen durchgeführt.

Zahlentafel 2.

Einfluß der Spaltweite s auf $C_{a\,max}$ bei Profil 0/100 (Kennwert $E = 24\,000$).

Spaltweite s mm	$c_{a\,max}$
12,8	1,64
16,0	1,65
18,0	1,64

Im Diagramm auf Abb. 5 sind die Ergebnisse der Messung mit offenem Spalt bei einer Windgeschwindigkeit von 40 m/s dargestellt. Der Höchstwert von c_a nähert sich gut dem englischen Ergebnis. Zu den c_w-Werten ist allgemein folgendes zu bemerken: Infolge der Ablenkung des Luftstrahls entsteht ein induzierter Widerstand, der bekanntlich in der kinetischen Energie der Luftmasse steckt. Eine theoretische Betrachtung auf Grund der Tragflügeltheorie lehrt, daß die vorliegende Flügelanordnung hinsichtlich des induzierten Widerstandes einem in einer allseitig unbegrenzten Flüssigkeit angeströmten Flügel vom Seitenverhältnis 4,4 entspricht. Auf Grund früherer Kontrollmessungen hat es sich jedoch zweckmäßig erwiesen, ein Seitenverhältnis von 4,1 zugrunde zu legen. Diese Differenz hängt wahrscheinlich mit der Grenzschichtbildung an den Wänden zusammen. Aus diesem Grunde wurde das Seitenverhältnis 4,1 den vorliegenden Versuchsergebnissen zugrunde

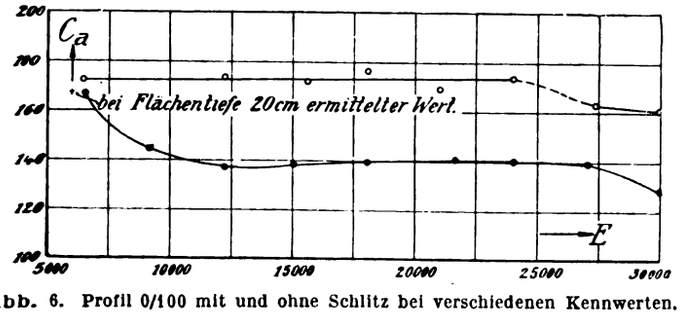


Abb. 6. Profil 0/100 mit und ohne Schlitz bei verschiedenen Kennwerten.

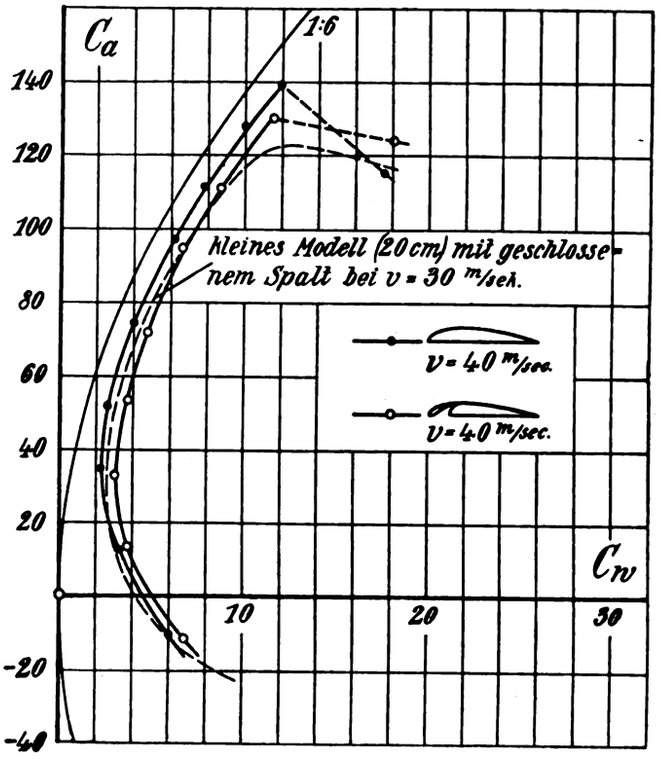


Abb. 7. Profil 0/100 (großes Modell) mit geschlossenem bzw. ausgefülltem Spalt.

gelegt. Letztere wurden alsdann auf das Seitenverhältnis 6 umgerechnet.

Die Polare, die für das gleiche Profil bei einer Flächentiefe von 20 cm und einer Windgeschwindigkeit von 30 m/s gewonnen wurde, ist in das gleiche Diagramm in Abbildung 5 gestrichelt eingetragen worden. Ein Vergleich beider Kurven lehrt, daß bei der großen Fläche der Profilwiderstand bis zum Betrage von $c_a = 1{,}2$ größer ist als derjenige der kleineren Fläche. Im weiteren Verlauf decken

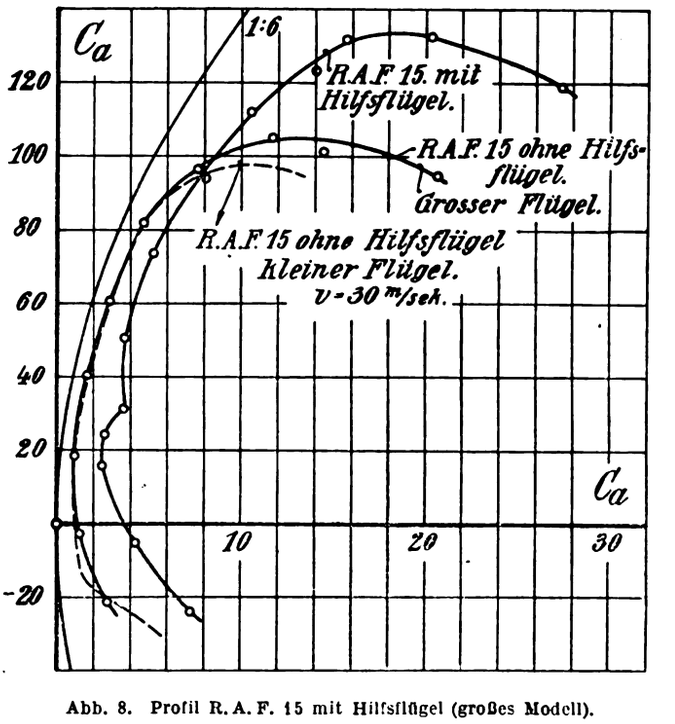


Abb. 8. Profil R. A. F. 15 mit Hilfsflügel (großes Modell).

Digitized by Google

sich die beiden Polaren, jedoch wurde mit der größeren Fläche ein etwas höherer Auftrieb erzielt.

Die Abhängigkeit des Spalteffektes vom Kennwert wurde im Bereich von $E = 6000$ bis $E = 30\,000$ näher untersucht. Diese Untersuchung wurde derart vorgenommen, daß das Modell unter einem Anstellwinkel eingestellt wurde, der erheblich unterhalb des maximalen lag. Hierauf wurde während des Anblasens der Anstellwinkel langsam und stetig vergrößert, bis das Abreißen der Strömung erfolgte. Dieser Vorgang konnte an der Auftriebswage sehr deutlich beobachtet werden.

Aus dem bei diesen Versuchen gewonnenen Diagramm in Abb. 6 ist ersichtlich, daß c_a im Bereiche von $E = 6000$ bis $E = 23\,000$ einen nahezu konstanten Wert behält und erst beim Überschreiten von $E = 25\,000$ leicht zu sinken beginnt. Der früher mit dem kleinen Modell (Flächentiefe = 20 cm) ebenfalls bei $E = 6000$ erzielte Wert für $c_{a\,max}$ ist etwas kleiner als der an dem großen Flügel gemessene Betrag. Diese kleine Abweichung vom Ähnlichkeitsgesetz dürfte auf den instabilen Charakter der Strömung im Bereich des kritischen Anstellwinkels zurückzuführen sein. Aus dem Polardiagramm in Abb. 7 sind die Versuchsergebnisse bei geschlossenem Spalt ersichtlich. Ein Vergleich mit der Messung an dem kleinen Modell zeigt eine Vergrößerung des Profilwiderstandes unterhalb des c_a-Wertes 1,0. Die Polare für das kleine Modell ist gestrichelt in das Diagramm eingetragen worden.

Die Vergrößerung des Profilwiderstandes trotz des höheren Kennwertes, die auch bei 0/100 mit offenem Spalt beobachtet wurde, steht im Gegensatz zu den bisherigen Erfahrungen mit normalen Profilen, bei welchen mit wachsendem Kennwert im Bereich kleiner und mittlerer c_a-Werte im allgemeinen eine Verkleinerung des Profilwiderstandes beobachtet wurde.

Die auf der Druckseite des Profils nach Verschluß des Spaltes entstandene Höhlung wurde mit Gips ausgefüllt, so daß das wirkliche Grundprofil 0/100 (Abb. 4) entstand. Die mit diesem Profil erhaltene Polare ist in Diagramm Nr. 7 dargestellt. Sie ähnelt in ihrem Verlauf der Polare des Göttinger Normalprofils Nr. 385, dessen Form dem untersuchten Profil ebenfalls ziemlich entspricht.

Auch mit diesem Profil wurde der Einfluß des Kennwertes auf den Höchstauftrieb untersucht. Die erhaltene Kurve ist in das Diagramm auf Abb. 6 mit eingetragen worden (die untere Kurve des Diagramms). Diese Messungen dürften jedoch durchweg etwas zu groß geraten sein, was mit dem oben beschriebenen Verfahren der Ermittlung von $c_{a\,max}$ zusammenhängen dürfte. Bei diesem Profil ist es anscheinend möglich durch vorsichtige Anstellwinkelvergrößerung den Eintritt des Abreißens zu verzögern. Es handelt sich hierbei augenscheinlich um die gleiche Erscheinung, die von Bairstow[1]) (Dynamical Silimarity and Scale Effects) beschrieben ist.

R. A. F. 15.

Zunächst wurden mit dem in Abb. 3 dargestellten Profil eine Messung bei $v = 40$ m/s durchgeführt. Die hierbei erzielte Polare ist in Abb. 8 dargestellt. $c_{a\,max}$ erreichte den maximalen Betrag von 1,38. Bemerkenswert hierbei ist der relativ große Profilwiderstand, der auf den dünnen Querschnitt des Hilfsflügels zurückzuführen ist.

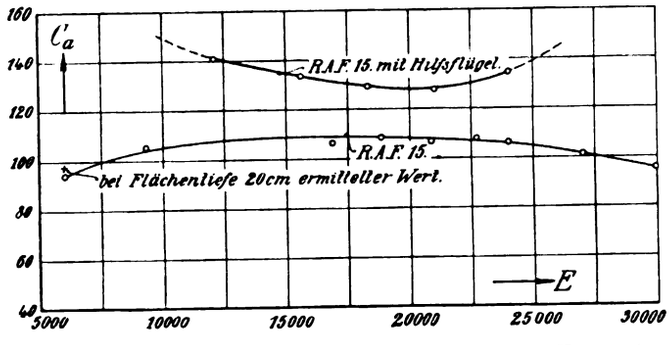


Abb. 9. Profil R. A. F. 15 mit Hilfsflügel bei verschiedenen Kennwerten.

Das bei der Kennwertsprüfung ermittelte Diagramm in Abb. 9 zeigt ein ausgesprochenes Minimum für die Auftriebskurve in der Gegend des Kennwertes $E = 20\,000$, während die Kurve ober- und unterhalb dieses Wertes eine ausgesprochen steigende Tendenz aufweist. Im Gegensatz dazu zeigt die im gleichen Diagramm dargestellte Kurve für das Profil R. A. F. 15 ohne Hilfsflügel in der gleichen Gegend ein Maximum und fällt bei kleineren bzw. größeren Kennwerten. Auf diese Weise tritt also bei $E = 20\,000$ ein ausgesprochenes Minimum des Schlitzeffektes ein. Der Charakter der Kurve scheint dafür zu sprechen, daß bei sehr hohen Kennwerten eine Vergrößerung des Schlitzeffektes eintritt. Leider war es nicht möglich, die Untersuchung auch bei 50 m/s durchzuführen, weil sich

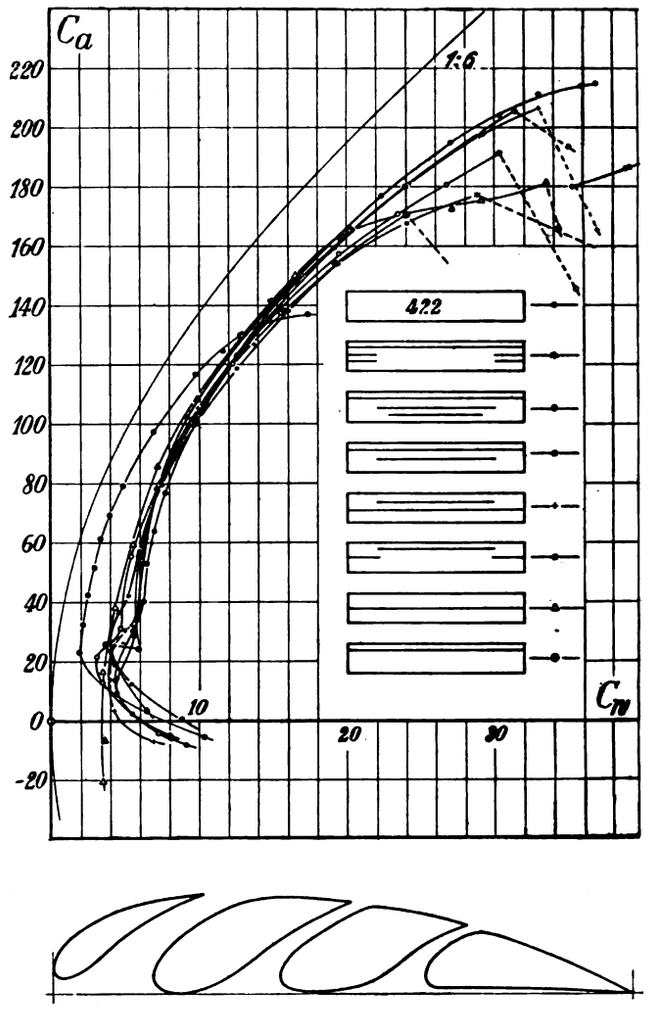


Abb. 10. Profil No. 422 mit verschiedenen Schlitzanordnungen.

bei diesem Versuch die Konstruktion des Hilfsflügels als zu schwach erwies. Das Ähnlichkeitsgesetz wird bei $E = 6000$ für R. A. F. 15 ohne Hilfsflügel mit leidlicher Genauigkeit erfüllt. Der c_a-Wert für die Messung mit einer Flächentiefe von 20 cm entstammt einer früheren Vergleichsmessung der Göttinger Versuchsanstalt. Die kleine Abweichung dürfte auf dem bereits oben erwähnten Grunde beruhen. In Abb. 8 ist das Polardiagramm für Profil R. F. 15 ohne Hilfsflügel bei $v = 40$ m/s dargestellt. In das gleiche Diagramm ist die Polare für dasselbe Profil mit aufgenommen worden, die bei einer Flächentiefe von 20 cm und einer Windgeschwindigkeit von 30 m/s bei dem erwähnten Versuch der Göttinger Versuchsanstalt gewonnen wurde. Dieses Ergebnis ist mir liebenswürdigerweise von der letzteren zur Verfügung gestellt worden. Hinsichtlich des minimalen Profilwiderstandes und im allgemeinen Verlauf der Polare zeigen diese Messungen eine auffallend gute Übereinstimmung. Ein merklicher Unterschied besteht nur im Gebiet der negativen und des kritischen Anstellwinkels. $c_{a\,max}$ erreicht bei den größeren Kennwerten einen etwas höheren Betrag, was sich mit früheren Göttinger Versuchen an dünnen Profilen deckt.

Dieser Versuch dürfte sehr schön die Genauigkeit der angewandten Meßmethode der großen Flügel bestätigen. Als sehr bedeutsames Ergebnis dieser Versuche ergab sich demnach, daß bei Spaltflügeln nicht ein gleiches Sinken des Auftriebes eintritt, wie es Wieselsberger und andere bei dicken Höchstauftriebsprofilen festgestellt haben. Man darf vermuten, daß ein ähnliches Sinken des Auftriebes sich bei großen Kennwerten an den meisten bisher bekannt gewordenen Verstellprofilen einstellen wird, bei denen lediglich eine starke Wölbungsvergrößerung bewirkt wird, ohne daß wie bei Schlitzflügeln die Strömung der Saugseite durch eine Sekundärströmung einen zusätzlichen Impuls bekommt.

[1]) Applied Aerodynamics.

Digitized by Google

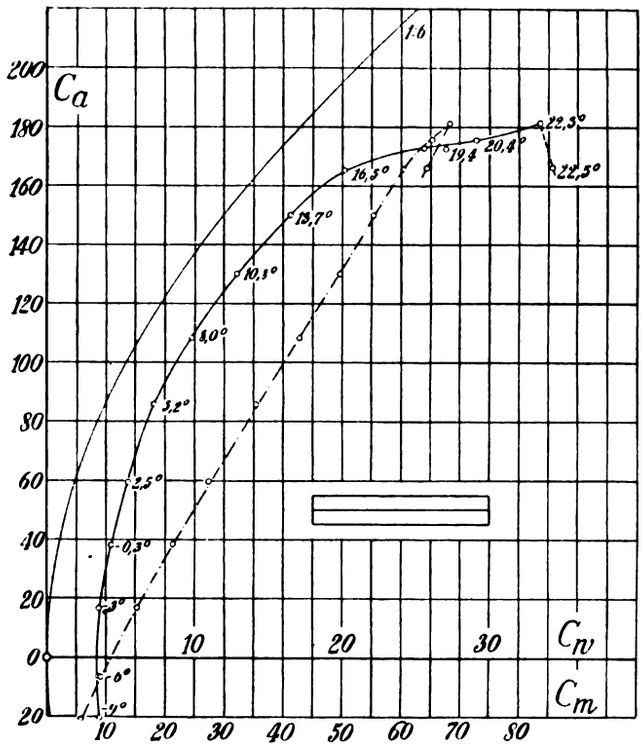


Abb. 11. Profil No. 422 mit Mittelschlitz.

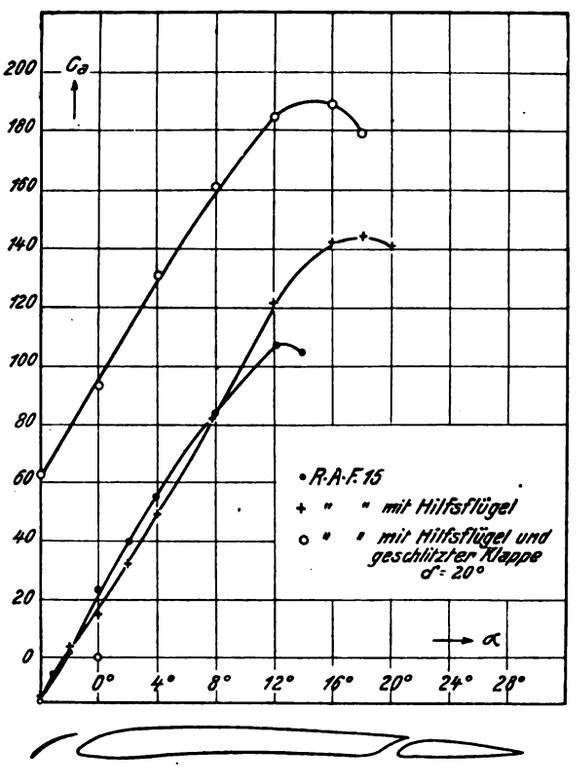


Abb. 13. Profil R. A. F. 15 mit Hilfsflügel und geschlitzter Klappe.

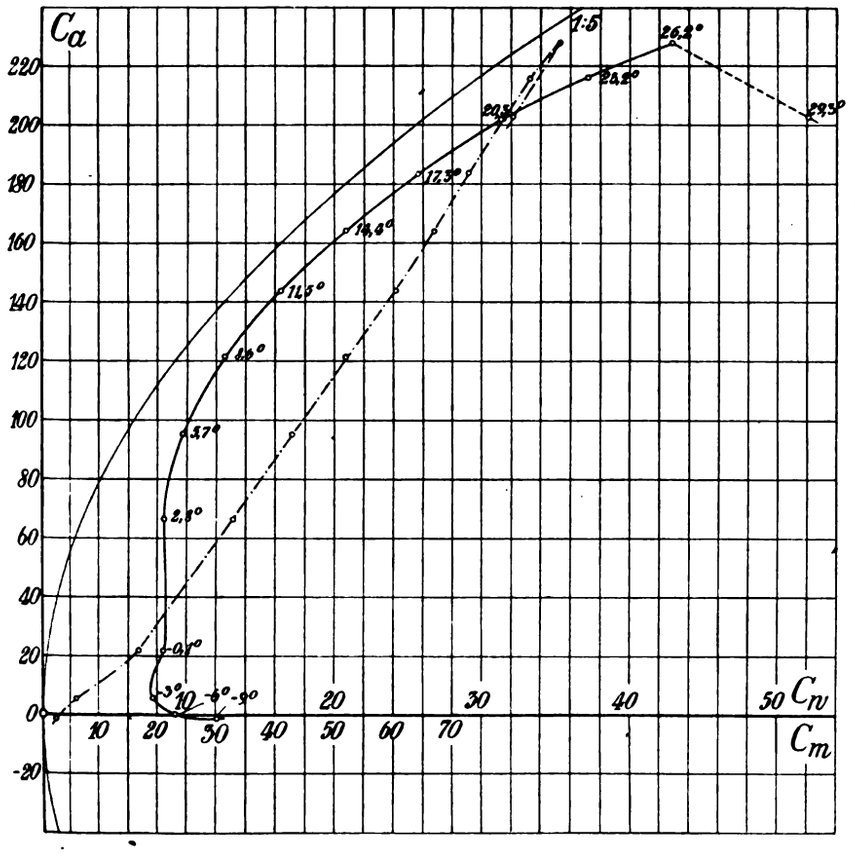
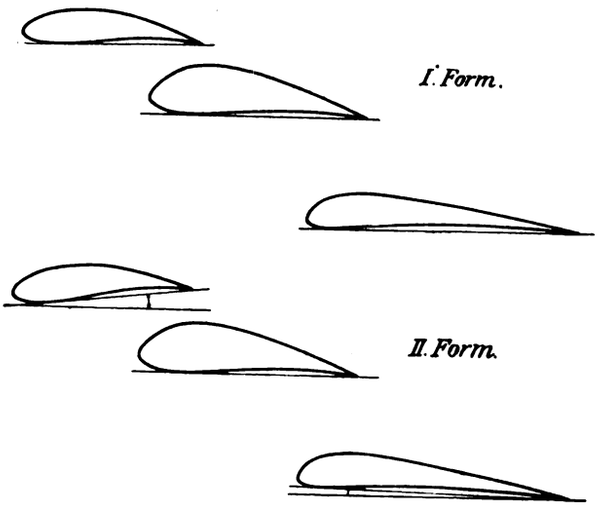


Abb. 12. Zweischlitziges Profil.



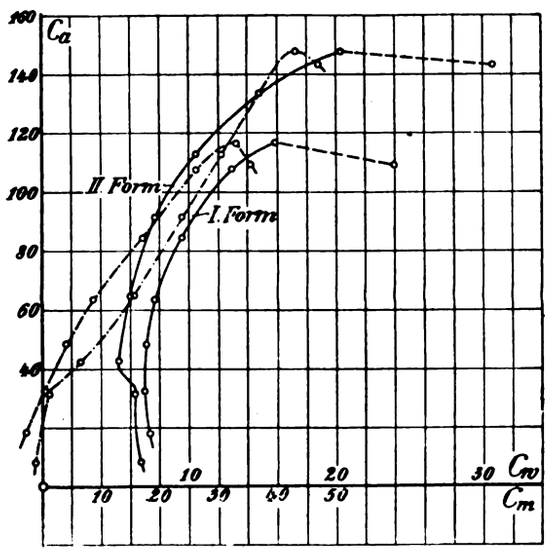


Abb. 14. Überführung eines zweischlitzigen Profils in einen gestaffelten Dreidecker.

Digitized by Google

2. Einfluß der Anordnung der Schlitze im Grundriß.

Als Grundprofil für diese Versuchsreihe dient das Göttinger Normalprofil Nr. 422 mit dreifacher Unterteilung, mit welchem seinerzeit die ersten prinzipiellen Versuche unternommen worden waren[1]). Zweck dieser Versuche war, festzustellen, was es mit sich bringt, wenn man die Schlitze an verschiedenen Stellen im Grundriß anordnet, bzw. welche Schlitzanordnung den geringsten Profilwiderstand ergibt. Der Grundsatz war, zunächst die Bedeutung der einzelnen Schlitzanordnung für den Auftrieb zu erkennen, um darauf Schlitze nur da anzuordnen, wo sie erforderlich erschienen. Da jede Unterteilung eine Vergrößerung des Profilwiderstandes zu bedeuten schien, lag die Vermutung nahe, durch die Beschränkung des gesamten Schlitzraumes eine Verminderung des Widerstandes zu erzielen.

Die verschiedenen untersuchten Schlitzanordnungen sind aus der Zusammenstellung in dem Diagramm Nr. 10 ersichtlich. Sie wurden jeweils durch entsprechende Ausfüllungen des Grundprofils mit Plastilin bzw. Gips erzielt.

Bei diesen Versuchen ergab sich, daß bei durchlaufendem Vorderschlitz und einem um je 20 vH der Spannweite verkürzten Mittelschlitz ungefähr der gleiche Betrag von $c_{a\max}$ erzielt werden konnte, wie mit den drei ganz durchlaufenden Schlitzen.

Die nach der Mitte und nach hinten zu gelegenen Schlitze zeigten einen bemerkenswerten Einfluß hinsichtlich der Verminderung des Profilwiderstandes bei kleinen Anstellwinkeln gegenüber der Anordnung mit Vorderschlitz allein. Die Strömungsvorgänge, welche an einschlitzigen Profilen bei kleinen Winkeln die sprunghafte Widerstandsvergrößerung hervorrufen, dürften dadurch eine wesentliche Klärung erfahren haben. Es steht fest, daß für diese Vorgänge der Vorderschlitz des Profils allein verantwortlich zu machen ist, während weiter nach hinten zu gelegene Schlitze diese sprunghafte Widerstandsvergrößerung vermindern bzw. ganz zum Verschwinden bringen (s. Abb. 11).

Hinsichtlich des Auftriebes haben diese Versuche gelehrt, daß es bei Anwendung mehrerer Schlitze notwendig ist, gleichzeitig die Wölbung des Profils zu vergrößern. Abb. 12 zeigt ein zweischlitziges relativ dünnes Profil, welches sich aus drei Teilprofilen zusammensetzt. Diese Anordnung ergab ein $c_{a\max}$ von 2,28.

Konstruktiv läßt sich die Wölbungsvergrößerung bei Anwendung eines zweiten Schlitzes am einfachsten mit einer hinteren über die ganze Spannweite hinweglaufenden Klappe erzielen, wobei sich zwischen Mittelflügel und Klappe ein düsenartiger Schlitz befindet.

In Abb. 13 sind die Ergebnisse dargestellt, die mit dem bereits vorher erwähnten Profil R. A. F. 15 bei Anwendung eines Vorderschlitzes und einer geschlitzten Klappe erzielt wurden[2]).

Im allgemeinen kann auf Grund der bisherigen Erfahrungen bei verschiedenen Profilarten mit folgenden Auftriebserhöhungen durch Vorderschlitze und geschlitzte Klappen bzw. durch die Vereinigung der beiden gerechnet werden[3]):

Art des Profils	Mit Vorderschlitz	Mitgeschlitzter Klappe
dünn	50 vH	40 vH
mitteldick	40 vH	30 vH
dick	35 vH	25 vH

Es ist inzwischen gelungen, die Auftriebserhöhung durch Schlitz und Klappe an dicken Profilen wesentlich zu steigern. Es konnte beispielsweise vom Verfasser an einem relativ dicken Profil, das für einen freitragenden Eindecker bestimmt ist, ein Auftriebsbeiwert von $c_{a\max} = 2{,}92$ ohne Vergrößerung des Profilwiderstands in der Normalflugstellung erreicht werden.

3. Verminderung des Profilwiderstandes beim normalen Flug.

Nächst dem Auftrieb war die Frage nach der Verminderung des Profilwiderstandes beim normalen Flug ein zweites Problem von größter praktischer Bedeutung. Es scheint ein noch ungeschriebenes Gesetz der praktischen Aerodynamik zu sein, daß alle Maßnahmen, die den Auftrieb verbessern, gleichzeitig den Widerstand vergrößern. Bei unterteilten Profilen zeigte sich bald, daß es unmöglich ist, den Profilwiderstand bei kleinen Auftriebsbeiwerten auf die Größe des Widerstandes des entsprechenden Grundprofiles herabzusetzen. Von einem gewissen Auftriebsbeiwert an wird dagegen der Profilwiderstand von Spaltflügeln geringer als derjenige der Normalflügel. Der Übergang liegt bei ungefähr $c_a = 1$.

Das zunächst angewandte Mittel zur Verminderung des Profilwiderstandes beim Normalflug bestand darin, den Spalt durch Drehung des Hilfsflügels zu verschließen. Die Bestätigung dieser Einrichtung erfolgte z. B. an dem englischen Torpedo-Flugzeug »Hanley« mit Hilfe eines Handrades und eines kleinen Schneckengetriebes mit Selbstsperrung. Es zeigte sich jedoch nicht nur im Windkanal sondern auch bei praktischen Versuchen im großen, daß die noch bestehende Unregelmäßigkeit auf der Druckseite des Profils eine Vergrößerung des Profilwiderstandes und dementsprechend einen gewissen Geschwindigkeitsverlust mit sich bringt. Im großen wurde der Versuch so ausgeführt, daß die Maschine einmal mit geschlossenem Schlitz startete. Bei einem zweiten Flug wurde der Schlitzraum auf der Druckseite mit Sperrholz abgedeckt.

Auf Grund dieser Erfahrung wurde diese Einrichtung zugunsten einer anderen verlassen, bei welcher der Hilfsflügel nicht mehr das bisher übliche Joukowsky-ähnliche Profil besitzt, sondern lediglich als gebogene Dualuminiumplatte ausgeführt und mit Hilfe von Auslegern, die am Vorderholm um vertikale Achsen drehbar gelagert sind, unmittelbar seitlich an die Nase des Hauptflügels herangeklappt werden kann.

Es sei hierbei gleichzeitig erwähnt, daß ein offener Schlitz in der Gegend der Hinterkante den Profilwiderstand so gut wie nicht beeinflußt, so daß es nicht erforderlich ist, auch hierfür eine Verschlußeinrichtung vorzusehen. Die Einrichtung des schwenkbaren Hilfsflügels besitzt ferner den Vorteil, daß sie die bei Öffnung des Schlitzes auftretende Druckmittelpunktswanderung ausgleicht, so daß die bei dem drehbaren Hilfsflügel erforderliche Nachstellung der Dämpfungsflosse wegfällt. Bei Anwendung einer etwas verbesserten Ausführung des schwenkbaren Hilfsflügels ist es neuerdings gelungen, im Normalflug, d. h. bei verschlossenem Schlitz die gleichen Bedingungen hinsichtlich des Widerstands zu erzielen wie mit einem entsprechenden nicht unterteilten Profil.

Eine grundsätzlich andere Möglichkeit hinsichtlich der Widerstandsverminderung beim normalen Flug besteht darin, ein aus mehreren Teilprofilen zusammengesetztes mehrschlitziges Profil durch entsprechende Drehung der einzelnen Flächen in einen gestaffelten Mehrdecker zu verwandeln. Abb. 14 gibt ein Beispiel dafür, wie das in Abb. 12 dargestellte zweischlitzige Profil auf diese Weise in einen Dreidecker überführt werden kann. Dieses Verfahren dürfte natürlich infolge der erheblichen konstruktiven Schwierigkeiten im allgemeinen nur für sehr kleine Maschinen, z. B. Rennmaschinen in Frage kommen, welche auf diese Weise mit sehr geringer Spannweite ausgeführt werden können. Bekanntlich ist der Anteil des induzierten Widerstandes am Gesamtwiderstand bei sehr schnellen Maschinen relativ gering.

4. Verbesserung der Steuerfähigkeit bei geringen Geschwindigkeiten.

Eng verknüpft mit dem Problem der Verminderung der Landegeschwindigkeit ist die Frage der Steuerbarkeit des Flugzeuges bei geringen Geschwindigkeiten. Es handelt sich hierbei um kein für den Spaltflügel charakteristisches Problem, sondern dürfte allgemein alle Maschinen angehen, bei welchem volle Steuerbarkeit während aller Phasen des Landevorganges verlangt wird. Es handelt sich also um eine Eigenschaft, die von jedem langsam landenden Verkehrsflugzeug aus Sicherheitsgründen verlangt werden muß.

Beim Landen werden erfahrungsgemäß zuerst die Querruder steuerlos. Um die Wirksamkeit der Querruder zu erhöhen, wurde versucht, zwischen den Querrudern und den Tragflügeln einen Schlitz anzuordnen. Mit dem in Abb. 15 dargestellten Modell wurde eine Reihe diesbezüglicher Versuche unternommen, deren Ergebnisse aus den Diagrammen auf Abb. 16 und 17 zu entnehmen sind. In Diagramm Nr. 16 sind zunächst die Messungen bei einem Querruderausschlag von + 10° mit und ohne Querruderschlitz dargestellt. Die Spaltweite s betrug hierbei 3,5 mm. In Diagramm Nr. 17 sind die Querrudermomente bei einem Querruderausschlag von 15° mit und ohne Schlitz dargestellt. Bei der ersten Form des Schlitzes betrug die Spaltweite wie vorher 3,5 mm, bei der zweiten Form war sie auf 2,5 verringert worden. Man erkennt aus dieser Darstellung, daß bei allen positiven Anstellwinkeln mit geschlitzten Klappen

[1]) Lachmann, »Das unterteilte Flächenprofil«. ZFM, Juni 1921, Heft 11.

[2]) Englisches Ergebnis. Die c_a-Werte sind für die Fläche bei angelegtem Hilfsflügel berechnet.

[3]) Vortrag von F. Handley Page über den Spaltflügel auf dem Internationalen Luft-Kongreß in London. Juni 1923.

Digitized by Google

ein stärkeres Quermoment erzielt werden kann als mit normalen Rudern. Zu den Diagrammen ist zu bemerken, daß das wirklich gemessene Moment als Funktion des Anstellwinkels aufgetragen wurde. Aus dem Polardiagramm in Abb. 18 geht hervor, daß der Widerstand durch die Anwendung geschlitzter Klappen nicht beeinflußt wird. Ganz besonders wichtig und für die Anwendung

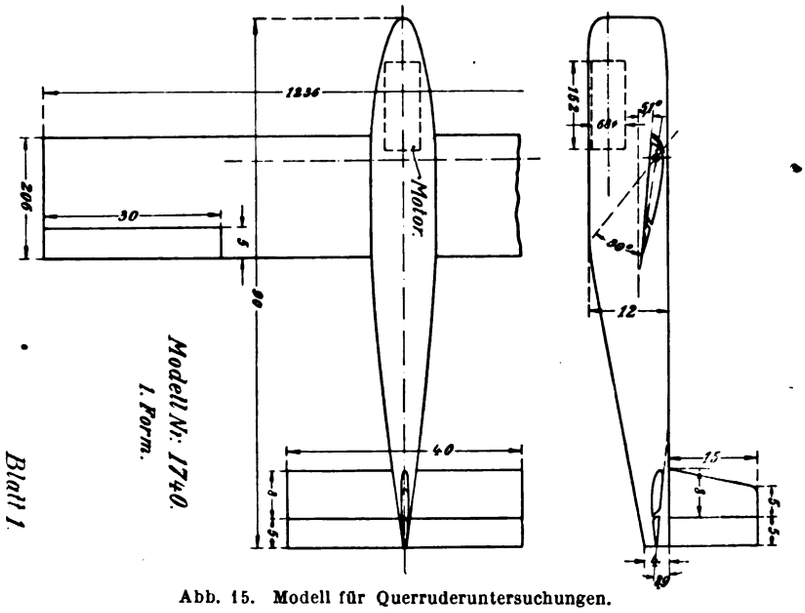


Abb. 15. Modell für Querruderuntersuchungen.

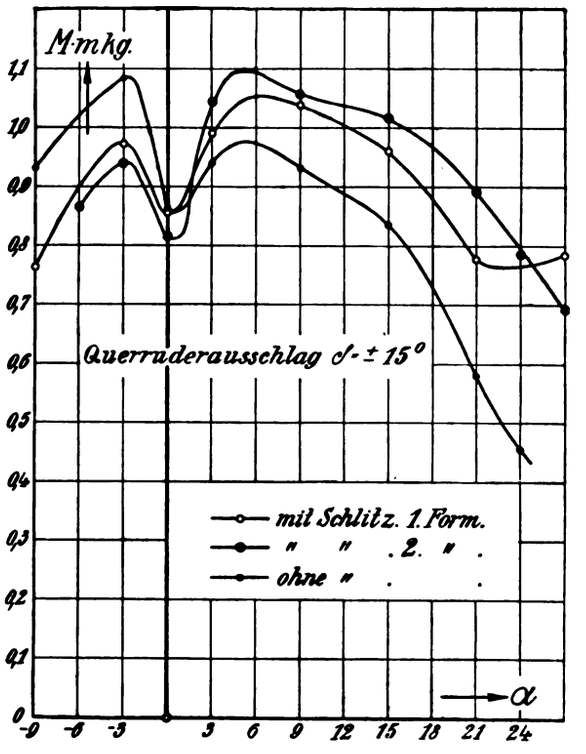


Abb. 17. Querrudermessungen.

der geschlitzten Querruder sprechend ist die Tatsache, daß beim maximalen Anstellwinkel $\alpha = 27^0$ mit normalen Rudern überhaupt kein positives Moment mehr erreicht werden konnte, während es bei geschlitzten Rudern noch der Fall war. (»Positiv« bezeichnet hierbei die Richtung eines Momentes, welches das Flugzeug bei einer bestehenden Schräglage in die Normallage zurückführt.) Mit normalen Rudern tritt im Gegenteil eine Umkehrung der gewollten Steuerwirkung ein, was beim wirklichen Flug Autorotation bzw. Trudeln des Flugzeugs einleiten dürfte. Gleichzeitig mit der Messung der Quermomente erfolgten Messungen der bei Querruderausschlägen auftretenden Momente um die Z-Achse des Flugzeuges. Die hierbei angewandte Meßmethode, die aus Abb. 19 und 20 ersichtlich ist, erwies sich jedoch im Betrieb als wenig zweckmäßig und nicht ganz einwandfrei, weshalb die hierbei erzielten Ergebnisse

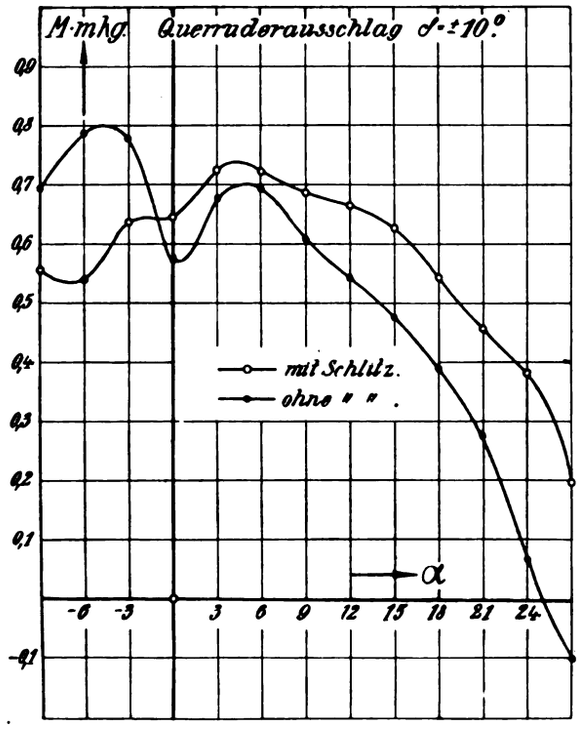


Abb. 16. Querrudermessungen.

nicht mitgeteilt werden sollen. Rein qualitativ ließ sich jedoch die bereits bekannte Tatsache bestätigen, daß durch den Ausschlag der Verwindungsklappen sowohl bei normaler Ausführung als auch bei offenem Schlitz ein negatives Seitenmoment auftritt, welches das Flugzeug in eine Kurve mit verkehrter Neigung zwingen will. Das Auftreten des negativen Seitenmoments durch einen Ausschlag der Querruder dürfte so zu erklären sein, daß auf der Seite, wo die Klappe heruntergezogen ist, der Anstellwinkel des Profils vergrößert und damit auch die Auftriebsverteilung verändert wird. Es stellt sich auf dieser Seite ein größerer Auftrieb und damit auch ein größerer induzierter Widerstand ein. Im großen ist das Auftreten dieses Momentes der Klappen besonders bei Segelflugzeugen mit großer Spannweite in der Rhön beobachtet worden. Eine gute Abhilfe dagegen dürfte in der Anwendung von Differentialrudern bestehen.

Das Versagen der ungeschlitzten Klappen im Bereiche der maximalen Anstellwinkel ist auf die Vergrößerung des Anstellwinkels auf der Seite der herabgezogenen Klappe und auf das damit in Verbindung stehende Abreißen der Strömung zurückzuführen. Es erscheint wahrscheinlich, daß das Druckloswerden des Höhensteuers beim Landen mit dieser Erscheinung in Verbindung steht. Angenommen nämlich, der Flugzeugführer pariere beim Ausschweben mit großem Anstellwinkel eine Seitenbö durch einen Verwindungsklappenausschlag, so kann er gleichzeitig in den Zustand der abgerissenen Strömung kommen, also in den sogenannten Zustand des überzogenen Fluges. Ist dieser Zustand einmal erreicht, dann bewirkt eine Betätigung des Höhensteuers auf Grund der Hopfschen Theorie zwar eine Drehung der Flugzeugachse nach oben aber eine entgegengesetzte Neigung der Achse der Flugbahn, verbunden mit einer Erhöhung der Sinkgeschwindigkeit.

Es lag nahe, die Wirksamkeit der Klappen dadurch noch wesentlich zu erhöhen, daß man die beim Öffnen des Vorderschlitzes bei Anstellwinkeln oberhalb von 10—12° auftretende Auftriebserhöhung und gleichzeitige Widerstandsverringerung zur Quersteuerung heranzog. Es wird also ein Teil des Hilfsflügels an den Flügelenden derart mit der Klappe verbunden, daß ein Klappenausschlag nach unten ein Öffnen des Schlitzes bewirkt und umgekehrt. Systematische Versuche, die in dieser Richtung in Teddington ausgeführt wurden[1]), haben gezeigt, daß auf diese Weise im Bereich der großen Anstellwinkel eine sehr wirkungsvolle Vergrößerung des Quermoments bei Verringerung des gleichzeitig

[1]) Aeronautical Research Committee. Some experiments on a model Biplane having Slotted Wings, with particular reference to the improvement of lateral control at low speeds. — By H. B. Irving, B. Sc. and A. S. Batson, B. Sc. — Reports and Memoranda, Nr. 856 February, 1923.

Digitized by Google

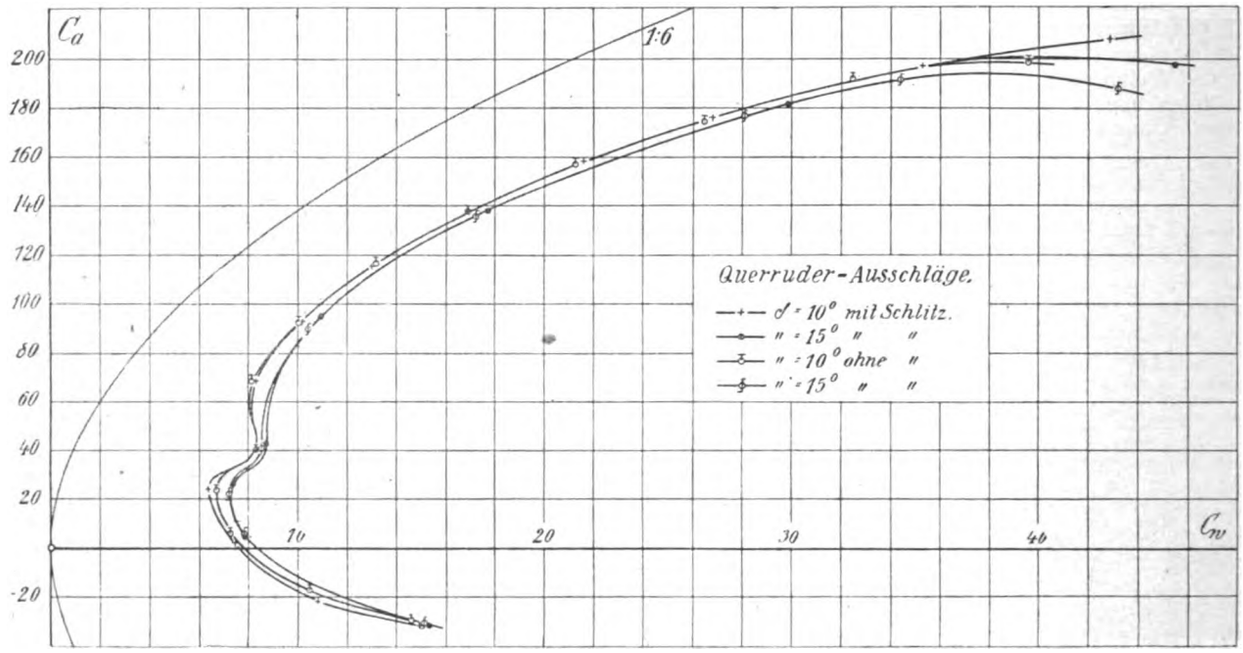


Abb. 18. Polardiagramm bei verschiedenen Querruderausschlägen.

auftretenden Seitenmomentes möglich ist. Die Versuche wurden an einem Doppeldeckermodell ausgeführt, welches ein dünnes Profil (R. A. F. 15) besaß. Die Klappen waren nicht geschlitzt und besaßen eine Tiefe von 0,284 der Flügeltiefe. Es wurde sowohl getrennt die Wirkung des Schlitzes an den Flügelenden als auch der Einfluß der Klappen auf das Quermoment und alsdann die vereinigte Wirkung beider Einrichtungen untersucht. An der Stelle des Maximums war der Schlitzeinfluß von gleicher Größenordnung wie die Wirkung der Klappe, so daß ungefähr eine Verdoppelung des Moments erreicht wurde. Durch das Öffnen des Schlitzes entstand ein positives, d. h. »richtig drehendes« Seitenmoment, so daß das resultierende Seitenmoment sehr klein, unter

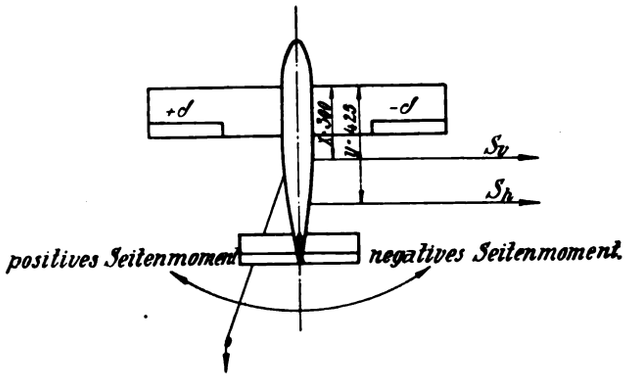
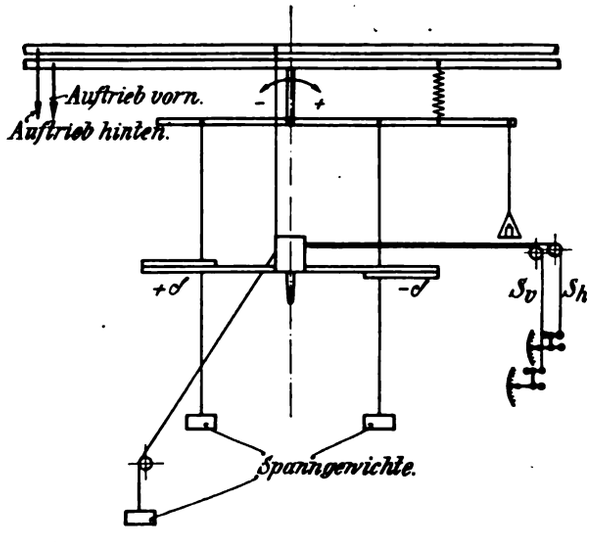


Abb. 19 und 20. Versuchsanordnung zur Messung der Quer- und Seitenmomente.

Umständen sogar negativ blieb. Dies bedeutete naturgemäß eine erhöhte Seitenruderwirkung. Unterhalb des Anstellwinkel $\alpha = 12^0$ wurde zwar eine Verringerung des Quermoments bei Öffnung des Schlitzes festgestellt, jedoch war dieser Einfluß bedeutungslos im Verhältnis zur Wirkung der Klappe. Im übrigen ist zu den englischen Ergebnissen noch zu bemerken, daß die Schlitzform anscheinend nicht besonders günstig war, da die erzielte Auftriebserhöhung nur 26 vH betrug. Nach oben mitgeteilten Versuchsergebnissen mit geschlitzten Klappen scheint es durchaus wahrscheinlich, die Wirksamkeit dieser Einrichtung noch beträchtlich zu verbessern. Es ist leicht anzunehmen, daß bei den von den Spaltflügelmaschinen angestrebtem großen Geschwindigkeitsbereich die Notwendigkeit einer wirkungsvollen Vergrößerung der Steuerbarkeit bei kleinen Geschwindigkeiten Hand in Hand geht, und zwar müssen die Momentenbeiwerte nicht linear, sondern mit Rücksicht auf die Abnahme des Staudruckes quadratisch anwachsen, wenn eine gleichbleibende Steuerwirkung gewährleistet bleiben soll. Liegt die Landegeschwindigkeit z. B. um 100 vH unterhalb der Geschwindigkeit im Normalflug, so müssen sich die Beiwerte der Momente vervierfachen, wenn die gleiche Steuerwirkung wie zuvor verlangt wird.

Das versuchstechnische Ergebnis wurde in der Praxis vollauf bestätigt gefunden. Spaltflügelmaschinen werden daraufhin nur noch mit geschlitzten Klappen ausgeführt. Auch an Maschinen mit normalen Profilen hat sich diese Neuerung bewährt, sie ist



z. B. an dem Handley Page-Verkehrsdoppeldecker W. 8 vorgesehen und auch an den neuesten Jagdeinsitzern der schwedischen Armee bei auffallend geringer Klappengröße erfolgreich zur Ausführung gelangt.

Der Verfasser möchte nicht verfehlen, an dieser Stelle der Firma Handley Page Ltd. Crickleword, London, für die liebenswürdige Erlaubnis zur Veröffentlichung dieser in ihrem Dienste gewonnenen Versuchsergebnisse zu danken.

Berichtigung.

Herr Dipl.-Ing. Joachimczyk bittet uns zu dem Aufsatz »Luftwiderstand und Schnellkraftwagen«[1]) darauf hinzuweisen, daß ihm bereits am 13. Juli 1922 »eine aus beliebigen Stoffen hergestellte Umhüllung von Fortbewegungsmitteln, insbesondere Kraftfahrzeugen, die im Aufriß eine halbe Tropfenform mit stetig verlaufenden Linien (ohne besondere Aufbauten

[1]) ZFM. 15, Nr. 3/4, 26. Februar 1924, S. 25 bis 27.

Digitized by Google

im Grund- und Seitenriß ein Viereck, dessen Ecken abgerundet sein können, aufweist, zum Zwecke, geringsten Luftwiderstand und größtmöglichste Ausnutzung des Innenraumes zu erzielen«, durch DRGM 821 702 geschützt worden sei, und daß »bei einer derartigen Umhüllung abgesehen von der Ausnutzung der Wagenbreite und anderen Vorteilen ein den Rollwiderstand verringernder und daher zur Geschwindigkeitserhöhung beitragender Auftrieb erzeugt wird, der anderseits noch zu gering ist, um die Adhäsionsverhältnisse wesentlich zu beeinflussen«.

Herr Professor Dipl.-Ing. Persu, der Verfasser jenes Aufsatzes, verweist demgegenüber auf den nicht rechteckigen, sondern fischförmigen Grundriß (Abb. 2) seines Wagens und auf die neue, einheitliche Gesamtkombination seiner Ausführung, deren Einzelheiten durchaus bekannt sind. Seine Schutzansprüche stammen vom 13. November 1922.

Bücherbesprechung.

Die Funktelegraphie einschließlich des drahtlosen Fernsprechens in allgemein verständlicher Darstellung. Von C. W. Kollatz. 4. verb. und wesentl. erw. Aufl. Berlin 1923. Verl. Georg Siemens. 171 S., 61 Abb. Preis M. 2.50.

Für die Güte und Brauchbarkeit des Buches als allgemeinverständliche Darstellung spricht der Umstand, daß es seit dem ersten Erscheinen im Jahre 1919 alljährlich eine Neuauflage erlebt hat; also zu einer Zeit, da das Radiofieber noch nicht so um sich gegriffen hatte. Das Buch ist für den Laien geschrieben; der Verfasser versteht es aber, in klaren Darstellungen an Hand von Abbildungen und zahlreichen Schaltbildern den Leser weit in das Wesen und die verschiedenen Arbeitsgebiete der Funkentelegraphie eindringen zu lassen. — In 15 Abschnitten wird besonders behandelt: Geschichtlicher Überblick. — Allgemeine Eigenschaften der elektromagnetischen Wellen. — Die wichtigsten elektrischen Maßeinheiten. — Grundzüge der Einrichtung einer Funkstelle mit Braunschem Sender. — Übersicht über die verschiedenen Betriebsarten. — Die Kathodenröhre in der Funkentelegraphie. — Tönende Löschfunken. — Der Lichtbogensender. — Die Hochfrequenzmaschinen. — Röhrensender. — Empfangsgerät. — Die Braunsche Rahmenantenne. — Die deutschen Großfunkstellen. — Die Funktelegraphie im Weltverkehr. — Das Reichsfunknetz. — Das drahtlose Fernsprechen. Koppe.

Materialprüfung und Baustoffkunde für den Maschinenbau, ein Lehrbuch und Leitfaden für Studierende und Praktiker. Von Prof. Dr.-Ing. Willy Müller. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin 1924. 370 Seiten, 315 Abb.

Mit diesem Werk bringt der Verfasser dem angehenden Materialprüfungsingenieur einen ausgezeichneten Leitfaden. Aber auch wer bereits in der Praxis steht, findet in sehr übersichtlicher Form das zusammengestellt, was ihm auf dem Sondergebiet der Materialprüfung entgegentreten kann; dem Konstrukteur und all denen, die sich mit dem Wesen der Baustoffe eingehender befassen wollen, bietet es viel Wissenswertes. Die Ausführungen dieses wirklich empfehlenswerten und reichhaltigen Buches sind durch viele Bilder, Diagramme und Zahlentafeln unterlegt.

Der erste Abschnitt gibt Richtlinien für die Anlage und Organisation einer Versuchsanstalt und den Gang der Materialprüfung.

Die Technik der Materialprüfung wird im zweiten Abschnitt behandelt. Nach der Beschreibung der einzelnen Maschinentypen wird auf die verschiedenen Prüfungsarten eingegangen, bei denen neben den mechanischen und metallographischen Methoden auch die zur Bestimmung der elektrischen und magnetischen Eigenschaften des Materials erwähnt werden.

Der dritte Abschnitt, der zwei Drittel des Buches einnimmt, ist den Eigenschaften der Metalle gewidmet. Nach Darlegung der Erscheinungen, die bei der Erstarrung und den inneren Umwandlungen eine Rolle spielen, wird der Einfluß der chemischen Zusammensetzung auf die Eigenschaften der einzelnen Konstruktionsmetalle gezeigt. Wenn auch naturgemäß auf das Eisen einschließlich der Sonderstähle in stärkerem Maße eingegangen worden ist, so ist doch auch dem Kupfer, Aluminum, Zink, Blei, Zinn und ihren Legierungen und den Lagermetallen die ihnen gebührende Beachtung geschenkt worden.

Der Einfluß von Wärme und Kälte, der verschiedenen Bearbeitungsarten (Ziehen, Walzen, Hämmern und Schneiden) und der Wärmebehandlung (Härten, Anlassen und Vergüten) sowie die Korrosionserscheinungen bei den wichtigsten Metallen finden sich in den weiteren Kapiteln. Dipl.-Ing. Biegler.

Der Luftverkehr. Ein ökonomischer Beitrag zur jüngsten Entwicklungsgeschichte der Luftfahrt. Von Dr. rer. pol. Walter Dollfus. Verlag für freies Geistesleben, Basel und Stuttgart, 1923.

Das 103 Seiten umfassende Werk versucht in gut aufgebauter Disposition unter innigster Anlehnung an bekannte Literatur seiner gestellten Aufgabe gerecht zu werden. Es fällt dabei nicht aus dem Rahmen der Arbeiten, die, aus denselben Quellen schöpfend, als rer. pol. Dissertationen in engeren Fachkreisen bekannt geworden sind, und sich zum Teil der Probleme schon ausführlicher und gründlicher angenommen haben. Man muß leider feststellen, daß all diese Arbeiten, wie auch die vorliegende, unter einem Mangel an Selbständigkeit leiden, und vermißt als erklärliche Folge die Fruchtbarkeit in Form eigener Gedanken und neuer Anregungen. Wo ein »ökonomischer Beitrag« beabsichtigt ist, könnte man zumal ein ergänzendes kritisches Studium der verwendeten Quellen verlangen bzw. erwarten, der in diesem Sinne dann allein geeignet wäre, die vielseitigen Probleme zu klären und zu fördern.

Im § 4, A 1, findet sich leider eine Anhäufung von Ungenauigkeiten und Fehlern. Beispielsweise wird behauptet, daß die Nutzlast das Gewicht der Zuladung und Betriebsstoffe umfasse und außerdem abhängig sei von der Größe des Aktionsradius. Das ist schlechterdings unmöglich. Die Nutzlast ist auch nicht die Differenz zwischen Gesamtgewicht und Leergewicht des Flugzeuges wie die Fußnote angibt, sondern diese Differenz nennt man die Zuladung, und diese zerfällt nach der in Deutschland getroffenen Regelung in Nutzlast (Passagiere, Güter usw.) und Betriebslast (Betriebsstoffe und Bordpersonal) (siehe Offermann, »Technik und Ökonomik im Luftverkehr mit Flugzeugen«). In diesem Falle ist allerdings der Aktionsradius abhängig von der Nutzlast, und dann stimmen auch die bekannten Folgerungen, welche angeknüpft werden.

Zu begrüßen sind die Zusammenstellung der Subventionsbestimmungen verschiedener Länder im § 8, sowie der § 9, »Abriß der Entwicklung des europäischen Luftverkehrs« von 1919 bis 1923«. Das Buch wird sicher dank seiner soliden Aufmachung einen breiteren Leserkreis finden, der ihm zu wünschen ist und sein Inhalt der allgemeinen Orientierung, besonders auch über die hervorragende Mitwirkung der Schweiz am Luftverkehr, dienlich sein. Off.

Die Fernsprechtechnik unter besonderer Berücksichtigung des Selbstanschlußbetriebes, der Verstärkung der Sprechströme und des Hochfrequenz-Fernsprechens (drahtloser Rundspruch, Zugtelephonie usw.). Von C. W. Kollatz. 2. verb. und erw. Aufl. Berlin 1922. Georg Siemens. 318 S., 227 Abb., 3 Übersichten. Preis M. 4.

Das Buch ist in erster Linie für den Fachmann geschrieben; verdient darüber hinaus aber Beachtung in den weitesten Kreisen. Das Fernsprechwesen wird in seiner hohen Vollkommenheit als etwas so Selbstverständliches angesehen, daß eine so gründliche Darstellung seiner Entwicklung bis zum heutigen hohen Stand durch einen beteiligten Fachmann sehr zu begrüßen ist. Die Darlegungen sind klar und auch dem Nichtfachmann leicht verständlich; sie werden durch ein reiches, gut zusammengestelltes Abbildungsmaterial vorzüglich unterstützt. Elektrotechniker wie Allgemeinheit interessieren heute besonders die Abschnitte über selbsttätige und halbselbsttätige Fernsprechvermittlung; Verbesserung der Lautübertragung in Kabeln und langen Luftleitungen und endlich das Hochfrequenzfernsprechen. In diesem letzten Abschnitte behandelt der Verfasser das drahtlose Fernsprechen, das leitungsgerichtete Fernsprechen (Zugtelephonie) und das Hochfrequenz-Mehrfachfernsprechen. Das Buch verdient weite Verbreitung, besonders da sein Anschaffungspreis bei guter Ausstattung sehr mäßig ist. Koppe.

Entdeckungsfahrten in dem elektrischen Ozean. Von A. Slaby. Ein Vierteljahrhundert drahtlose Telegraphie. Neu bearbeitet von O. Nairz. Mit 182 Abb. auf Kunstdruckpapier. 240 S. Verl. Leonhard Simion Nchf., Berlin W 57, 6. Aufl. 1922. Halbl. geb. M. 6.

Radio — Rundfunk sind zu Schlagworten unserer Zeit geworden; jeder Mensch, mag er der Bewegung noch so fern stehen, muß sich mit ihrem Wesen vertraut machen. Dazu ist wohl kein Buch so berufen wie das Werk jenes hervorragenden Forschers und Führers der »drahtlosen Kunst«, der zu seinen Lebzeiten wie kein anderer weite Kreise für die Wunderwelt der Elektrotechnik zu begeistern wußte. Der gleiche lebendige Geist, dieselbe formvollendet schöne Sprache herrschen in diesem Buch, das uns in neuer Bearbeitung und neuzeitlicher Ergänzung durch den bekannten Oberingenieur Nairz, den tüchtigsten und würdigsten Schüler und Mitarbeiter Slabys als 6. Auflage vorliegt. Jedem, der sich in angenehmer und genußreicher Weise in das Wesen der drahtlosen Verständigung gleichsam miterlebend vertiefen will, sei das Buch auf das wärmste empfohlen. Koppe.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [05] und laufende Nummer [01 usw.].)

Bodenorganisation. AGA-Geräte. Die Svenska Aktiebolag Gasaccumulator verwendet nach Erfindungen von Gustav Dalén Dissousgas (Azetylen unter Druck in Azeton gelöst und in »Gasakkumulatoren« aufgespeichert) als Leuchtstoff, vor allem für Leuchtfeuer mit verschiedener Optik, die sich durch selbsttätige Tageslichtauslöscher, sogenannte Sonnenventile, Glühstrumpfauswechsler, neuartige Pendelanordnung für Feuerschiffe usw. auszeichnen.

Für den Luftverkehr sind ähnliche Leuchtfeuer wie für die Schiffahrt bereits mehrfach ausgeführt; nur richten die Linsen einen Teil des Lichtes nach oben. Die Strecke London—Paris wird so befeuert. Zwischen Chicago und Cheyenne sind in 5 km Abstand 300 kleine Leuchtfeuer aufgestellt. Windrichtungsanzeiger: im Winde drehbares T, dessen weiße Flügel von einer Laterne beschienen werden. Auch für Eisenbahnsignale und -Beleuchtung, wie für Kraftwagen, als selbsttätig einzuschaltende Notbeleuchtung usw. verwendbar. — *Axel Mellin*, Leuchtfeuer und Signalanlagen nach dem AGA-System; ZVDI **68**, Nr. 14 vom 15. April 1924, S. 334 bis 338 (9 Sp., 10 Lichtb. von Gebäuden, Leuchtanordnungen usw.), besonders S. 337/338: AGA-Geräte für den Luftverkehr (1 Sp., Lichtb. eines AGA-Leuchtfeuers und eines Windrichtungsanzeigers). *E.* 40501.

Flugzeuge. »Dreizweck«-Doppeldecker C. S. der amerikanischen Marine soll die geringste je erreichte Leistungsbelastung, einen Nutzlastanteil von mehr als 50 vH haben, Bomben-, Torpedo- wie Fernaufklärungsflugzeug zugleich sein, läßt sich rasch aus See- in Landflugzeug umwandeln, besteht hauptsächlich aus Stahl und Duralumin, nur Flügel aus Holz und Stoff. Sie lassen sich beiklappen.

Schleuderstart vom Deck der Schlachtschiffe, Abrollen von Flugzeugmutterschiffen ist möglich.

Flugweite mit voller Ladung für Fernflüge	3500	km
Landegeschwindigkeit	89	km/h
Höchstgeschwindigkeit als Landflugzeug	170	km/h
Gesamtgewicht	1,8	t
Motor (Wright T 2)	650	PS
Leistungsbelastung	2,7	kg/PS
Spannweite unten (oben kleiner!)	17	m.

Beiderseits zwei einwärts geneigte Stiele; Funkgerät zum Senden und Empfangen; 2 MGs.; Beleuchtung im Führersitz und Nachtfluglaternen.

— The U. S. Navy C. S. »Three-Purpose« Biplane; Flight **16**, Nr. 799 (16) vom 17. April 1924, S. 227 (1 Sp., 1 Lichtbild des Flugzeuges). *E.* 40502.

Flugzeuge. Short-Ganzmetall-Leichtflugboot, auf Bestellung eines Australiers gebaut, der sich vorher ein F 5-Flugboot hatte umbauen lassen, Einsitzer-Eindecker mit dünnem RAF 15-Flügelschnitt, beiderseits zwei kurze Streben und zwei stromlinig verkleidete Blackburn-Motoren (0,696 l Hubraum) in den Flügeln, etwas zurückliegend, so daß die Zugschrauben auf Verlängerungswellen sitzen, aber nicht weit von der Mittellinie, so daß Seitenruderkraft beim Aussetzen eines Motors nicht groß ist. Wie die Dornier-Libelle aus Duralumin, nur hat diese einen Siemens-Sternmotor in der Mitte, daher Hochdeckeranordnung. Dorniers Boot hat rechteckigen Querschnitt, Shorts im allgemeinen runden aus L-förmigen Duraluminringen mit nicht durchlaufenden Stringern. Jenes Boot trägt 2 Mann mit 55 PS, dieses einen mit 40 PS! Stufe und Gleitboden für Wasserabfluß hinten offen. Innenraum frei von Versteifungen; Flieger sitzt ganz vorn, hat vortreffliche Sicht. Für jeden Motor ein kickstarterartiger Anlaßhebel, so daß Motoren ohne Hilfe angeworfen werden können. Die (neue!) Metallhülle vorzüglich wasserdicht, obwohl Nähte ohne Stoff gedichtet waren, im Gegensatz zu Dornier. Holzhüllen saugen sich außerdem mit Wasser voll, bis zu 300 kg.

Flügelholm aus Wellblech, Rippenprofil mit Erleichterungslöchern. Tiefe, durchlaufende Querruder, deren Rohrachse am Innenende durch Kurbel bewegt wird. Leitwerk aus Stahlrohr mit Profilrippen, mit Stoff bespannt. Zum Bewegen auf dem Lande dienen große Räder, deren Achse durch ein Rohr nahe der Hauptstufe gesteckt wird.

Leistung (2 Blackburn)	40	PS
Fluggewicht etwa	400	kg
Schraubendurchmesser	1,3	m
Drehzahl	2500	/min
Spannweite	10,97	m
Länge	7,53	m
Flügelfläche	18,2	m²
Querruder	4,4	m²
Höhenflosse	2,2	m²
Höhenruder	1,4	m²
Kielflosse	0,9	m²
Seitenruder	4,64	m²
Flächenbelastung	22	kg/m²
Leistungsbelastung	10	kg/PS
Flächenleistung	2,2	PS/m²
Geschwindigkeit (geschätzt)	110	km/h.

— The short All-Metall Light Flying-Boat; Flight **16**, Nr. 799 (16) vom 17. April 1924, S. 220 bis 223 (7 Sp., 2 Skizz., 3 Zeichnungen des Bootes, 2 Lichtbilder der Hülle). *E.* 40503.

Luftschrauben. Die Metall-Luftschraube des Amerikaners G. Albert Reed, die von Curtiss hergestellt wird und Geschwindigkeitsrekorde ermöglichte, ist aus einem verdrehten Stück Duraluminblech, das in einem besonderen zweiteiligen Nabenstück gehalten wird, durch Ausschmieden und Vergütung durch Glühen, Abschrecken und fünftägiges Lagern hergestellt. Durchmesser 2,60 m; Dicke nahe der Nabe 16, an der Spitze 3,2 mm (bei 400 PS 12 bzw. 2,5 mm).

Das dünne Profil, das in Holzbauart unmöglich wäre, gestattet hohe Umfangsgeschwindigkeit und angeblich 6 vH besseren Wirkungsgrad. Der größere Durchmesser verringert die Schraubenstrahlgeschwindigkeit, was bei unverspannten Flugzeugen, wo fast der ganze schädliche Widerstand im Schraubenwind liegt, besonders vorteilhaft. Die hohe Umfangsgeschwindigkeit ist bei großer Fluggeschwindigkeit gut auszunutzen.

Höhere Steigung gibt besseren Wirkungsgrad, aber engeren, den Rumpf mehr störenden Schraubenstrahl; hier ist mit geeigneter Wahl der Blattbreite ein Ausgleich zu suchen. Schraube mit großem Durchmesser, schmalem Blatt und nicht zu niedriger Steigung ist einer breitblättrigen an Wirkungsgrad unterlegen, hat aber mit dem Flugzeug zusammen besseren Wirkungsgrad als diese. Bei Verkehrsflugzeugen bedingt das einen Vorteil; für Renner gestattet die Reed-Luftschraube, die Motoren zu verkleinern, für Sportzwecke waren des schlanken Rumpfes und geringen Schraubendurchmessers wegen die Drehzahlen zu steigern; das ist aber auch mit Holzschrauben möglich. Bei Überschallgeschwindigkeit der Flügelspitzen, wie sie für Rennflugzeuge in Frage kommt, entspricht der Lärm einer Dampfsirene. Diese schnellaufenden Schrauben mußten auch dynamisch ausgewuchtet werden; Flattergefahr verlangt Blattumrisse, bei denen die Schwerlinie gerade liegt, wie es schon bei guten Holzschrauben beachtet wird.

In Deutschland könnte die Schraube auch aus Aludur unvergütet geschmiedet, fertig geglüht, abgeschreckt und nochmals warm behandelt, hergestellt werden. — Herrmann, Die amerikanische Reed-Metalluftschraube; Illustrierte Flugwoche **6**, Nr. 3/4 vom 7. Februar 1924, S. 21 bis 22 (3 Sp., 2 Lichtb. der Schraube ohne und mit Angabe, 2 Skizz. der Reed-Schraube im Vergleich zur üblichen Holzschraube). *E.* 40504.

Meßgeräte. Zum Anzeigen des mittleren Drucks in Flugmotoren während des Betriebes dient ein elektrischer Indikator, der nach ähnlichen Grundsätzen wie der von Wimperis (vgl. 406 im nächsten Heft) arbeitet, aber billiger und einfacher ist. Ein Druckanzeiger am Zylinder beeinflußt die Stellung eines Schleifkontaktes auf einem hohen Widerstand. Dieser wird von einem Strom

Digitized by Google

durchflossen, dessen Spannung mittels Abzweigwiderstandes, durch Nocken, Stößel und Schleifkontakt geregelt, der Kolbengeschwindigkeit verhältig gemacht werden kann.

Ein Strommesser zeigt somit das Produkt aus Kolbengeschwindigkeit und Zylinderdruck, das ist die Leistung des Zylinders. Ein Spannungsmesser dient zum Umrechnen der Ablesung auf den Spannungswert, der beim Eichen des Gerätes vorhanden war. — *J. C. Arthur* und *J. Caldewood* (Beitrag zum Vortrag von *Wimperis* über Flugzeugmeßgeräte, vgl. 406 im nächsten Heft); The Journal of the Royal Aeronautical Society *28*, Nr. 157 vom Januar 1924, S. 33 bis 34 (1 S., 1 Prinzipskizze des Gerätes). *E.* 40505.

Motoren. Der Bagnulo-Rohöl-Motor ist ein schnellaufender Explosionsmotor mit Glühkopfzündung, bei dem der Brennstoff nicht eingespritzt, sondern durch selbsttätiges Ventil während des Ansaughubs in eine Glühbirne eingeführt wird, dort verdampft und nach dem Verdichtungshub durch Selbstentzündung explosionsartig verbrennt. Daher hat das Diagramm die für Vergasermotoren kennzeichnende Spitze, während die Temperatur im Arbeitszylinder wegen der Durchmischung mit verdichtender Frischluft geringer bleibt; daher kleinere Wärmeverluste in Kühlwasser und Auspuff.

Brennstoffverbrauch eines 35 PS-Motors nur 0,23 kg/PSh gewöhnliches Braunkohlenteeröl, also thermischer Wirkungsgrad 30 vH. Drehzahl bis 1650/min zulässig. Das nachteilige Anheizen der Glühbirne geschieht mit Öllampe, Zündpatrone oder (bei Kraftwagen) elektrisch.

Vielfach verwendbar; neuerdings einige 40 PS-Motoren in italienische Heeres-Schulflugzeuge eingebaut. — *L. Hausfelder*, Der Bagnulo-Rohölmotor; ZVDI **68**, Nr. 18 vom 3. Mai 1924, S. 449 bis 450 (2½ Sp., 3 Zeichnungen des Motors bzw. der Glühbirne). *E.* 40506.

Motoren. Lagerschmierung. Die hydrodynamische Schmierungstheorie von Reynolds, durch Sommerfeld und Harrison (The Hydrodynamical Theorie of Lubrication, Transactions of the Philosophical Society, Cambridge, **22**, Nr. 3, 1913, S. 39 bis 54) vereinfacht, liegt den Betrachtungen eines Vortrages vor dem Amerikanischen Maschineningenieurverein zugrunde.

Beim ganzumschlossenen Lager genügender Länge, dessen Raum von zusammenhängender Ölschicht ausgefüllt wird, liegt die engste Stelle der Schicht quer zur Kraftrichtung. Zusammenhang zwischen Schichtdicke, Exzentrizität, Durchmesserverhältnis von Lager und Zapfen und Winkel gegen die Wagrechte, Winkel des größten und kleinsten Druckes (spiegelbildlich zur Wagrechten) und Öldruck an beliebigen Stellen des Wellenumfanges lassen sich formelmäßig berechnen: der Druck hängt ab vom Produkt aus Zähigkeit, Umfangsgeschwindigkeit und Zapfenhalbmesser, geteilt durch das Quadrat des mittleren Lagerspieles. Zeichnerische Integration der wagrechten Druckkomponenten gibt Null, der senkrechten die Lagerkraft. Solange die Ölhaut nicht reißt, hängt diese Kraft nicht ab vom Druck des Öls, das zweckmäßig an der Stelle geringsten Druckes zugeführt wird. An anderen Stellen muß das Öl mindestens mit dem entsprechenden Überdruck über Atmosphäre eingeführt werden. Die Lagerdrücke bezogen auf die Drehzahlen lassen sich für Kurven gleicher Zähigkeit abhängig vom Exzentrizitätsverhältnis an Teilungen für verschiedene Werte des Lagerspielverhältnisses ablesen, ebenso an anderen Kurven die Lagerreibungszahl, die von der Zähigkeit nicht abhängt, und die Winkel größten und kleinsten Druckes.

Zähigkeit im CGS-System (Centipoisen) wurde durch Division mit $6{,}9 \cdot 10^6$ auf Zoll-Pfund-Sekunden umgerechnet, die handelsübliche Zähigkeit des Saybolt-Universal-Viskosimeters (S. U. V.) ist für Dichtezahl 0,84 nach P. C. *McIlheney* (Journal of Industrial and Engineering Chemistry 8, 1916, S. 434) umgerechnet. Zieht man von der SUV-Angabe 8 ab, multipliziert mit der Dichtezahl und mit $28{,}6 \cdot 10^6$, so folgt die Zähigkeit in englischem Maß.

Teilweise umschlossene Lager werden nach dem gleichen Verfahren behandelt, bedingen aber besondere Anordnung der Druckrichtung. Bei der graphischen Integration fallen Teile der Druckflächen aus, die den wagrechten und senkrechten Druckkomponenten entsprechen.

In der Aussprache warf *Marx* den Theorien von Sommerfeld und Harrison ungenügende Versuchsunterlagen vor. Bei der Untersuchung der Stanford Universität mit vollen Ringschmierlagern war die Zapfenmitte nicht seitlich verschoben, sondern über der Lagermitte.

Roberts erörtert das Reißen der Ölhaut durch Unterdruck, das die Theorie nicht vorsieht. Beim halbumschlossenen Lager ergibt auch Sommerfelds Rechnung gekrümmte Bahnen des Zapfenmittelpunktes.

Flowers: Zähigkeitstafeln von McIlheney sind unzuverlässig. Lagertemperatur ändert die Verhältnisse.

Mayo D. Hersey: nach *Barnard* (American Chemical Society, September 1923) gelten die Formeln nicht für sehr hohe Lagerbelastungen im Verhältnis zur Drehzahl und Zähigkeit. Bei hohen Drehzahlen ist die Zähigkeit unbekannt. Ihre Bestimmung versucht *Hersey* (Journal of the American Society of Naval Engineers, November 1923).

Barnard und *Murphee*: 1. Druck in der Ölhaut ist unabhängig vom Druck der Ölzuführung; 2. Lage des Zapfens und Tragkraft des Lagers desgl., solange die Ölhaut nicht reißt; 3. gewöhnliche Lager erhalten wegen endlicher Breite die Ölzuführung zweckmäßiger gegenüber dem Lastangriffspunkt. Die Deutung von Versuchen nach der Theorie gäbe Zugkräfte in der Ölhaut. Räumliche Betrachtung führt zu der Erklärung: 1. Druckverteilung ist nicht symmetrisch zur Verlagerungsrichtung; 2. diese ist bei kurzen Lagern nicht rechtwinklig zur Last; 3. Überdruck ist gewöhnlich größer als Unterdruck; daher ist die Zerreißstelle der Ölhaut nicht mehr vorher zu bestimmen, da die Lagerenden ganz unter Atmosphärendruck stehen.

Elmer: Lokomotiv-Kurbelzapfen können nicht mehr befriedigend geschmiert werden.

Simmons: Für Eisenbahnen ist Schmierung lebenswichtig.

Hall: Bei Werkzeugmaschinen ist im Gegensatz dazu die Belastung klein und die Geschwindigkeit zu hoch. Hier können sehr große Reibungszahlen auftreten. Ölverbrauch wächst mit Lagertemperatur.

Magruder: Die wirklichen Lager sind nicht genau zylindrisch!

Howarth: Versuche werden angestellt mit einem Zapfen sehr hoher Elastizitätsgrenze mit hoher Belastung in zwei verschieden geschmierten Lagern. Bei Fettschmierung von Lokomotivzapfen hat man keine geschlossene Haut. Lager von Lokomotivachsen werden durch eine Ölnut am Scheitel zweigeteilt. In Werkzeugmaschinen ist bei kleinem Spiel und geringer Ölzufuhr kleine Reibung, aber schlechte Kühlung, daher geringere Zähigkeit; vielleicht wirkt dabei Luftschmierung mit. Bei zu starkem Durchbiegen der Welle kann das Zapfende anstreifen. Für kurze Lager, die sehr wohl möglich sind, fällt das Bedenken fort. — *H. A. S. Howarth*, A Graphical Study of Journal Lubrication; Mechanical Engineering **46**, Nr. 2 vom Februar 1924, S. 77 bis 80 (8 Sp., 9 Skizz., 4 Schaub. der Lagerbelastung usw.). *E.* 40507.

Strömung. Der Stirnwiderstand von Flugzeugkühlern gewisser Bauart wird abgeschätzt durch Multiplizieren einer Beizahl mit der Luftdichte, mit dem undurchlässigen Bruchteil der Kühlerquerschnittfläche, mit der 1,95. Potenz der Geschwindigkeit und mit dem Exponentialausdruck $1-0{,}98^q$, wo q das Verhältnis von Länge zu hydraulischem Halbmesser der Luftröhrchen ist. Die Gleichung stimmt mit Messungen an Wabenkühlern mit runden oder sechskantigen glatten Luftröhrchen gut überein, jedoch nicht, wenn der Widerstand durch Höcker, Löcher oder andere Unregelmäßigkeit in den Rohrwänden erhöht wird. — *S. R. Parsons*, An equation for head resistance of aircraft radiators; Physical Review (2) **23**, 307 von 1924 Nr. 2 (kurzer Sitzungsbericht). *E.* 40508.

Wetter. »Okklusionen«, abgehobene Warmluftmassen infolge Vereinigung der kalten Luft vor der Aufgleit- und hinter der Einbruchsfläche einer Zyklone, kommen in Europa viel häufiger vor als der wolkenlose warme »Sektor«, der die Stratuswolken der Aufgleitfläche und die Kumuluswolken der Einbruchfläche bei der typischen Zyklone trennt. Daß die abgehobene Luftmasse vorüberzieht, erkennt man aus Wolken, Druckänderung und verschiedenem Regencharakter auch ohne aerologische Aufstiege. So ist wechselndes Wetter um stationär gewordenes Tief bei gleicher Temperatur um dessen Kern, nicht (wie Freybe meint) auf Teiltiefs, sondern auf den Kreislauf abgehobener Warmluftmassen in der Höhe zurückzuführen.

»Scheinbar warme Sektoren« kommen in einer Reihe sekundärer Böenfronten, »Kaltluftstaffeln«, vor, wenn deren erste verhältnismäßig warm ist. Noch wärmere Luft in der Höhe kann trotz abnehmenden Druckfalls die Zyklonen beschleunigen und gefährliche Wetterlage bewirken. Auch hier ist genaue Diagnose zu fordern (vgl. 406 im nächsten Heft), die um die Mittagszeit verbreitet werden könnte. Stellungnahme zu dieser Frage ist erwünscht! — *K. Keil*, Die »Okklusion« mit besonderer Berücksichtigung der Lindenberger Anschauungen, Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, Dezember 1923, Blatt 13/14 (2 S., 2 Skizz. der Okklusion mit Begleiterscheinungen und des scheinbar warmen Sektors). *E.* 40509.

Digitized by Google

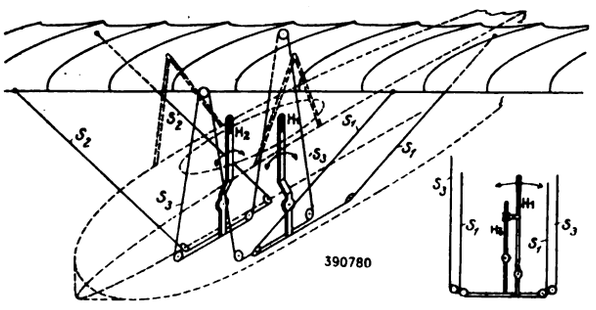
Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

390 728/77 h, 6. Triebschraubenanordnung für Flugzeuge mit doppeltkonischer Ummantelung. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. B. 26. 3. 18 V 29. 2. 24. Unter Schutz steht die Anordnung einer Luftschraube kleinen Durchmessers, großer Steigung und großer Umdrehungszahl an der engsten Stelle einer Düse, die durch einen stromlinienartigen Umhüllungskörper abgeschlossen ist, wobei der Ringraum zwischen Düse und Umhüllung zur Unterbringung der Triebwerksanlage u. dgl. benutzt wird und Ruder und Flossen auf der Austrittsseite der Düse im Schraubenwinde angeordnet sind.

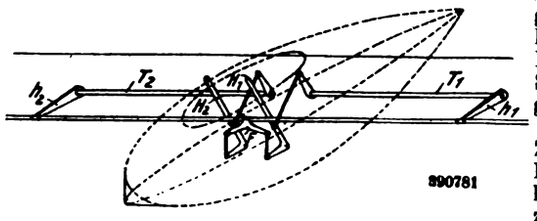
390 779/77 h, 5. Schußsicherer Behälter für leicht brennbare Flüssigkeiten. E. Friant, Paris. B 17. 5. 22 V 23. 2. 24. Der aus Aluminium bestehende Behälter ist mit einer Anzahl Platten aus Schaumgummi von 5 bis 8 mm Dicke umgeben, die unter Belassung von Zwischenplatten durch kreuzweise Klebebänder zur Bildung von Taschen zwischen den einzelnen Schaumgummiplatten verbunden sind.

390 780/77 h, 5. Flugzeug. Friedrich Harth, Bamberg. B 4. 12. 18. V 1. 3. 24. Als bekannt sind Flugzeuge vorausgesetzt, deren Tragflächenhälften gleichartig oder entgegengesetzt oder auch einzeln verstellt werden können; unter Schutz steht: die rechte und die linke Flügelhälfte können durch getrennt angeordnete, über Rollen geführte Seile S_1 und S_2 in Verbindung mit Steuerorganen H_1 und H_2 einzeln um eine Achse quer zur Flugrichtung beliebig geneigt werden, während für die Neigung der Flügelhälften in ihren Teilen beim Rumpfe ein weiteres, mit den Steuerorganen in geeigneter Weise verbundenes und über Rollen geführtes Seil S_3 derart angeordnet ist, daß es bei wechselseitiger Bewegung der Steuerorgane über die Rollen abrollt und so die Flügel in ihren Teilen beim Rumpfe unbeeinflußt läßt; bei gleichartiger



Bewegung der Steuerorgane hingegen bewegt das Seil S_3 die Flügel in ihren Teilen am Rumpf dadurch in geringerem Grade mit, daß es mit einem zweiten Paare von Steuerorganen (vgl. H_3 in der kleineren Abb.) in Verbindung steht, die mit dem Paare H_1, H_2 gekuppelt und deren Drehpunkte gegenüber denen von H_1 und H_2 in bekannter Weise verschieblich angeordnet sind. Ein weiteres Kennzeichen der Erfindung besteht darin, daß zum Zwecke der Änderung der Höhenlage mittels Windausnutzung Haupttragflächen und Höhenruder in sonst bekannter Ausführungsart durch parallel geführte Steuerseile o. dgl. jeweils in gleichem Sinne um eine Querachse geneigt werden können, wobei der Grad der Neigung des Höhenruders dadurch beliebig geändert werden kann, daß der Angriffspunkt der Steuerseile an den Organen H_1 und H_2 durch eine Verstellvorrichtung beliebig verschoben werden kann. Zweck der Erfindung: Erhöhung der Anpassungsfähigkeit der Flügel an Windströmungen, um die Energie des Windes ausnutzen zu können.

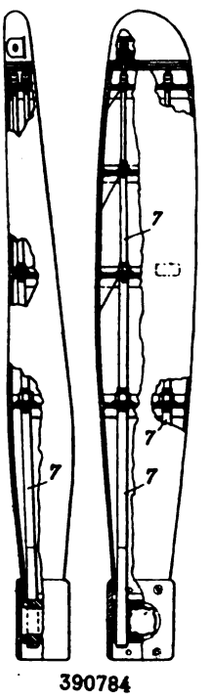
390 781/77 h, 5; Zus. zu 390 780. Flugzeug. Friedrich Harth, Bamberg. B 11. 7. 22. V 1. 3. 24. Zweck der Erfindung ist, offen liegende Seilzüge durch Vorlegen der Bewegungsvorrichtung (nach dem Hauptpatent) ins Flügelinnere entbehrlich zu machen und dadurch den Gesamtwiderstand zu verringern, die Gleitfähigkeit zu erhöhen. Die Steuerhebel H_1, H_2 wirken auf an dem (nicht gezeichneten) unbeweglichen Hauptholm gelagerte Torsionsrohre T_1, T_2 ein, an deren Enden Hebelarme h_1, h_2 angebracht sind, die mit dem Vorderholm verbunden sind. In ihren Teilen beim Rumpf werden die Flügel dadurch mitbewegt, daß hier in Verbindung mit den Haupthebeln H_1, H_2 ein Doppelhebel F angeordnet ist, der bei wechselseitiger Bewegung der Hebel die Flügel in diesen Teilen unbeeinflußt läßt, bei gleichartiger Bewegung aber die Flügel dadurch in anderem Grade mitbewegt, daß hier von den Steuerhebeln zum Angriffspunkte an den Flügeln ein anderes durch Verstellvorrichtung beliebig zu veränderndes Übersetzungsverhältnis gewählt wird.



390 782/77 h, 5. Umklappbarer Steuerständer für Flugzeuge. Soc. An. .... Louis Breguet, Paris. B 26. 10. 21. V 23. 2. 24. Das Handrad sitzt an einem Arm, der um eine in der Rumpflängsachse gelegene Achse geschwenkt werden kann, zu dem Zwecke, es vor den einen oder den andern der beiden nebeneinandersitzenden Führer zu bringen, natürlich ohne daß durch die Verschwenkung etwas in den Ruderlagen geändert wird.

390 783/77 h, 6. Flügelbefestigung, insbesondere für Verstellpropeller. Dipl.-Ing. E. Wesnigk, Berlin. B 21. 4. 18. V 23. 2. 24 Die Flügel (aus Holz) sind in stählernen Schafthülsen, die sich nach der Nabe hin erweitern, durch Aufspreizung mittels von der Nabenseite her eingetriebener Keile befestigt.

390 784/77 h, 6. Metallpropeller für Luftfahrzeuge. J. Haw, Berlin. B 7. 11. 22. V 25. 2. 24. Die Umfläche des Flügels wird von einem (oder mehreren) hohlen Gußstücken aus Aluminium oder anderer Leichtmetall-Legierung gebildet, dessen Beanspruchung auf Zug und Biegung durch ein im Innern des Gußstücks verlaufendes, gleichzeitig die Verbindung mit der Nabe bewirkendes Stahlgestänge 7 aufgenommen wird.



390 989/77 h, 5; Zus. zu 388 401. Leitfläche für Höhensteuer von Flugzeugen. E. Heinkel, Travemünde. B 12. 7. 22 V 3. 3. 24. Betrifft bei der Leitfläche des Hauptpatents die Anordnung eines Bügels zum selbsttätigen Festhalten der Leitfläche in der aufgeklappten Stellung.

391 211/77 h, 2. Luftschiffgerippe. Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Berlin. B 8. 7. 16. V 5. 3. 24. Betr. solche Gerippeversteifungen, die rahmenartig den durch Querringe geformten Tragkörper außen umgeben und zugleich als Laufgänge dienen; unter Schutz steht die Anordnung von 3 höchstens 4 derartigen Längsträgern.

391 474/77 h, 15. Passagierluftschiff für Fernfahrt. Luftschiffbau Zeppelin und P. Jaray, Friedrichshafen. B 4. 4. 20. V 10. 3. 24. Zur Unterstützung der Höhensteuerung, die bei Tage wegen der Gaserwärmung eine andere sein muß als Nachts, ist der Schlafraum für die Fahrgäste in einem solchen Abstande hinter dem Tages-Raum angeordnet, daß durch den Aufenthaltswechsel der Fahrgäste eine Buglastigkeit bei Tage und eine Hecklastigkeit bei Nacht hervorgerufen wird.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Die XIII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt findet vom 2. bis 5. September 1924 in Frankfurt a. M. statt. Näheres über die Veranstaltung wird an dieser Stelle veröffentlicht.

2. Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereines Deutscher Ingenieure.

Montag, den 16. Juni 1924, 5,15 Uhr nachmittags, im Hörsaal 158, Hauptgebäude der Technischen Hochschule Berlin:

Vortrag von Dr.-Ing. G. Flügel, Praktische Anwendungen krummliniger Koordinaten.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen, Gäste willkommen.

Weitere Vortragsanmeldungen sind erwünscht und werden erbeten an den Obmann, Prof. Dr.-Ing. H. Reißner, Technische Hochschule (Fernruf: Steinplatz 9000, oder Wohnung Wilhelm 2451) oder an den Schriftführer, Prof. Dr. E. Everling, Cöpenick, Lindenstraße 10 (Fernruf: Cöpenick 543).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

AUG 6 1924

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

11. u. 12. Heft | **München, 26. Juni 1924** | **15. Jahrgang**

13. ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL

vom 2. bis 5. September 1924 in Frankfurt a. M.

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50, Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Tüchtiger

Statiker und Aerodynamiker

für Flugzeugbau gesucht

Offerten mit Lebenslauf, Zeugnisabschriften, Lichtbild sowie Gehaltsansprüchen unter **Flugt. 50** an die Exp. ds. Zeitschr. erbeten

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

ASKANIA

Glockenkompasse

Kompasse und Bordinstrumente für Luftfahrzeuge, Geschwindigkeitsmeßstationen

ASKANIA-WERKE A.-G.

vorm. Carl Bamberg

BERLIN-FRIEDENAU

Kaiser-Allee 87—88

Goerz

TRIEDER BINOCLES

auf der Reise der angenehmste Begleiter

auf dem Sportplatz der zuverlässigste Beobachter

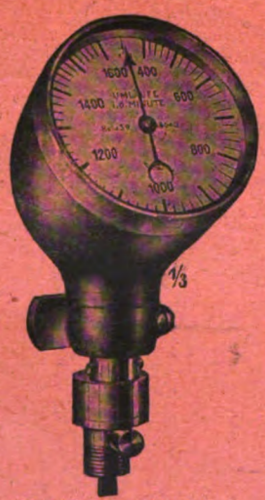
auf der Jagd die unentbehrliche Unterstützung des Auges

im Theater eine unbedingte Notwendigkeit!

Zu beziehen durch die optischen Geschäfte • Katalog kostenfrei!

C. P. GOERZ A.-G., Berlin-Friedenau 203

Dr. Th. Horn, Leipzig 30



„HOLU" eS9 / Abb. 648

„HOLU"

Tachometer und Tachographen

für

Luftfahrzeugmotoren (25)

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D · R · P 222960

D · R · P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G · M · B · H

FRANKFURT A · M

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. u. 12. Heft 26. Juni 1924 15. Jahrgang

Das deutsche Daimler-Leichtflugzeug L 15.

Von W. v. Langsdorff.

Die Tatsache, daß die Entwicklung schwachmotoriger Leichtflugzeuge auf Grund der Erfolge im Segelfluge einen entscheidenden Schritt auf dem Weg zur Wirtschaftlichkeit der Luftfahrt bedeutet, wird heute allgemein anerkannt. Meist wird das schwachmotorige Leichtflugzeug als eine Fortentwicklung der in den Wettbewerben in der Rhön usw. gezüchteten Segelflugzeuge aufgefaßt. Es muß aber darauf hingewiesen werden, daß bereits zu einer Zeit, als man fast allgemein noch unter dem Banne großer Motorleistungen stand,

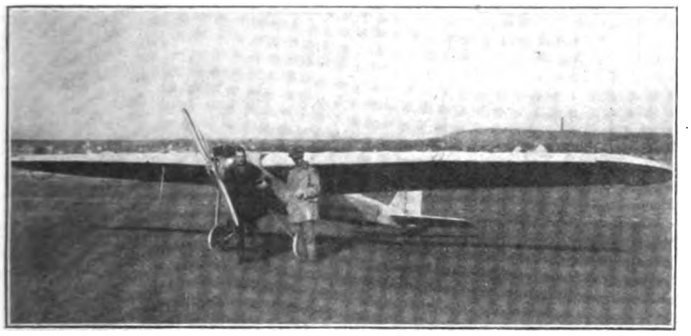


Abb. 1. Daimler-Leichtflugzeug L 15

dieser Zusammenhang von einzelnen Männern klar erkannt wurde. Es ist heute von besonderem Interesse, auf die Arbeiten des Daimler-Flugzeugwerks Sindelfingen hinzuweisen, welche auf Anregung und unter Leitung von Regierungsbaumeister Hanns Klemm auf diesem Gebiete geleistet wurden.

Im Jahre 1918 ließ Regierungsbaumeister Klemm durch den damaligen Einflieger Eugen von Loeßl (1920 in der Rhön tödlich verunglückt) auf dem Daimler-Jagdeinsitzer L 11 bei starken Winden sog. »Schwebeversuche« anstellen, welche zeigten, daß Windenergien für Flugzeuge nutzbar gemacht werden können. Auf Grund dieser Erkenntnis wurde von Regierungsbaumeister Klemm, dem Leiter des damaligen Daimler-Flugzeugbaues, im Frühjahr 1919 das segelfähige und mit einem Kraftradmotor versehene Daimler-Sport- und Gleitflugzeug L 15 entworfen und in den Sindelfinger

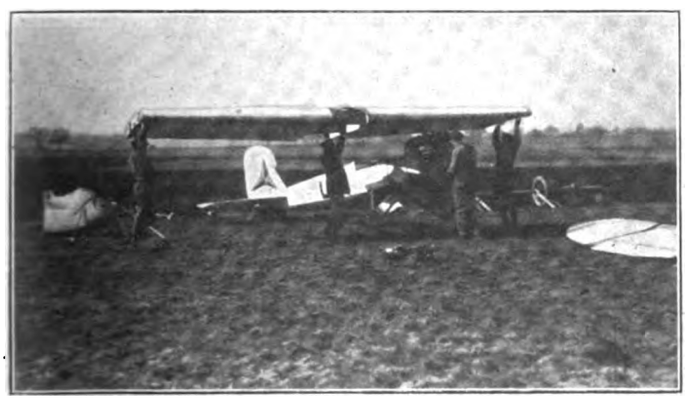


Abb. 2. Aufbauen des Flugzeugs.

Werkstätten gebaut. Seiner Erprobung stellten sich Hindernisse entgegen. Bei Vorversuchen traten Beschädigungen ein. Bei Auflösung der Flugzeugabteilung wurde das aussichtsreiche Flugzeug in die Ecke gestellt.

Erst Ende 1922 konnten die Arbeiten fortgeführt werden. Nach Wiederherstellung des Flugzeuges führte Dipl.-Ing. Martin Schrenk im Sommer 1923 an der Schwäbischen Alb eine Reihe von gelungenen Gleit- und Segelflügen aus mit bis zu 4 km Strecke und 13 min Dauer. Hierzu wurden der alte Rumpf und der alte Flügel verwandt.

Der nunmehr eingebaute gebrauchte 7/9-PS-Kraftradmotor besitzt ein Hubvolumen von 1000 cm³. Seine Bremsleistung von 12 PS bei 2500 Umläufen im Fluge entspricht jedoch nicht den weit höheren Leistungen der englischen Motoren kleineren Zylinderinhalts, da es sich um eine ältere Konstruktion mit in Flugrichtung hinter den Zylindern sitzenden Ventilen handelt. Um so mehr sind die Leistungen des Flugzeugs hervorzuheben. Bisher wurden etwa 50 Motorflüge ausgeführt. Ein Überlandflug von Dipl.-Ing. Schrenk von Sindelfingen nach Untertürkheim und zurück stellt den ersten Überlandflug eines deutschen Leichtflugzeuges dar (30. XI. 23).

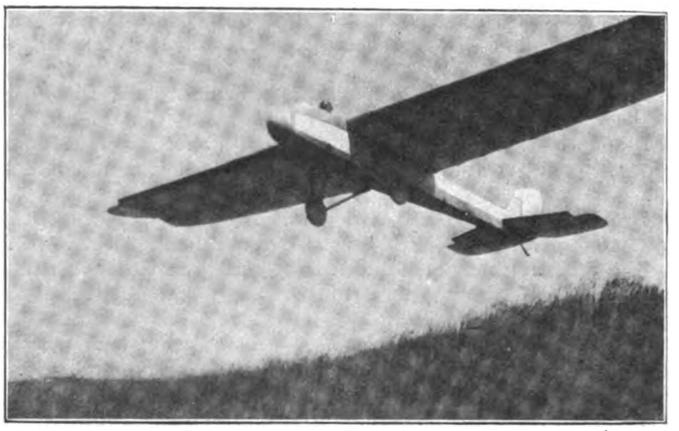


Abb. 3. Start zum Segelflug.

Ein Zweisitzer-Überlandflug von Dipl.-Ing. Schrenk mit Regierungsbaumeister Klemm von Sindelfingen nach Untertürkheim ist der erste Gastüberlandflug der Welt eines Leichtflugzeuges (29. XII. 23). Flugdauer (30 min) und Flughöhe (850 m ü. M.) waren damals unerreicht. Bei einem späteren Überlandflug von Sindelfingen bei Stuttgart nach Bensheim unweit Darmstadt wurden neue Welt-

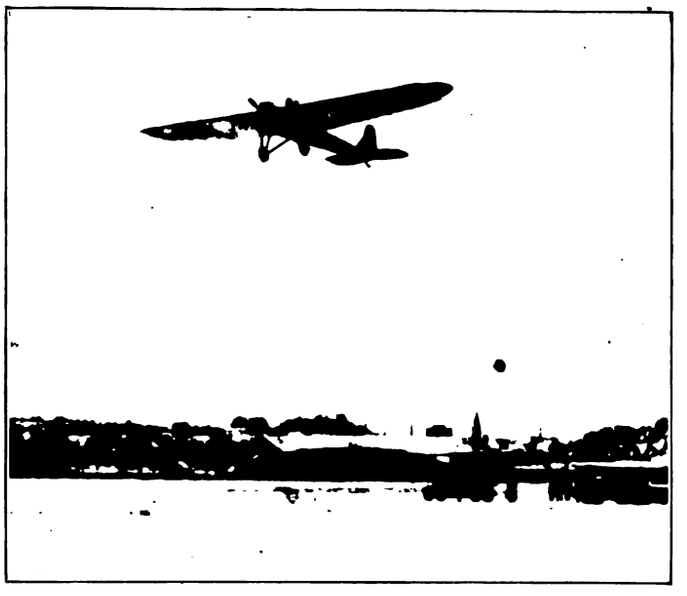


Abb. 4. L 15 im Zweisitzerflug.

höchstleistungen in bezug auf Flugdauer, Entfernung und Flughöhe erzielt (15. III. 24. — Dipl.-Ing. Schrenk und Dr.-Ing. v. Langsdorff). Wiederholt sind mit dem Flugzeug außerdem Flüge von mehreren Stunden Dauer ausgeführt worden. Die folgende Zusammenstellung zeigt die Leistungen des Daimler-Eindeckers, sofern es sich um Welthöchstleistungen handelt, verglichen mit den übrigen bis zum 1. IV. 1924 bekanntgewordenen Welthöchstleistungen von Leichtflugzeugen.

Überzeugender kann die Leistungsfähigkeit dieses lange vor den Rhönflügen erbauten Flugzeuges nicht dargetan werden. Bei Beurteilung der Leistungen verdient besonders der Umstand in Rechnung gesetzt zu werden, daß künftig wahrscheinlich dem

Digitized by Google

Art der Leistung	Typ über 15 PS	Typ unter 15 PS
Höhe (Einsitzer) . .	Anec 4400 m . . .	2150 m Daimler
» (Zweisitzer) .	Poncelet — m . . .	1100 m »
Dauer (Einsitzer) .	Farman 4 h 47 min .	3 h 5 min »
» (Zweisitzer) .	Poncelet — h 10 min .	2 h 2 min »
Strecke (Einsitzer) .	Farman 310 km . . .	190 km »
» (Zweisitzer) .	— — km . . .	120 km »

schwachmotorigen Zweisitzer größere praktische Bedeutung zukommen wird als dem Einsitzer.

Der Aufbau des Flugzeuges geht aus den beistehenden Abbildungen hervor. Die Rumpfspitze ist leicht auswechselbar, so daß der Eindecker schnell von einem Motorflugzeug in ein motorloses umgewandelt werden kann. Start mit Motor erfolgt auch bei ebenem Gelände ohne Hilfsmannschaft, Start ohne Motor mittels Gummiseiles.

Das Fahrgestell besitzt keine durchgehende Achse. Die Federung liegt unter Vermeidung von Gummibereifung im Flügel.

Die Quersteuerung erfolgt durch gewöhnliche Verwindungsklappen, deren Wirkung durch drehbare Flügelenden unterstützt wird.

Das Flugzeug ist leicht zerlegbar. Im Schlepp eines Kraftwagens sind mehrfach große Strecken Überland zurückgelegt worden.

Das Leichtflugzeug erwies sich trotz geringer Flächenbelastung infolge der Verwendung großer Ruder genügend wendig, selbst bei böigem, stürmischem Wetter. Besonders mit Hilfe der genannten Querruderkombination können scharfe Kurven genommen werden. Günstige Schuleigenschaften ergeben sich durch die ruhige Lage des Flugzeuges in der Luft und die geringe Landegeschwindigkeit von nur 30 km/h. Auf die außerordentliche Verbilligung des Schulbetriebes bei Verwendung derart schwachmotoriger Flugzeuge, auch gegenüber der viel Zeit kostenden Segelflugschule, braucht an dieser Stelle nicht näher eingegangen zu werden. — Die Reisegeschwindigkeit liegt bei 70 km/h. Die Steiggeschwindigkeit beträgt 1 m/s, die Sinkgeschwindigkeit nur wenig mehr. Die Anlaufstrecke ist durchschnittlich 50 m lang, zum Auslauf werden 50 bis 60 m benötigt.

Die einwandfrei bewiesenen guten Flugleistungen des Daimler-Leichtflugzeuges zeigen, daß die Grundrichtlinien der Entwicklung schwachmotoriger Flugzeuge mit Segeleigenschaften im Daimler-Flugzeugwerk bereits vor Jahren klar erkannt waren. Es sind bekanntlich zwar in Deutschland (Grade, Deicke, König usw.), England (Avro usw.), Frankreich (Santos Dumont, de Pischoff usw.) schon vor 1919 Versuche mit leichten Motorflugzeugen gemacht worden, es handelt sich aber hier wohl durchweg um verkleinerte Motorflugzeuge, nicht um Leichtflugzeuge, bei denen die Verwertung der in der Luft lebenden Energie in weiterem Maße angestrebt wurde. Es handelt sich demnach bei dem erfolgreichen Daimler-Flugzeug L 15 um das erste wirklich schwachmotorige Segelflugzeug.

Durch die Welthöchstleistungen dieses Flugzeuges hat Deutschland auf dem Gebiete des Leichtflugzeugbaues wieder den Rang eingenommen, der ihm hier auf Grund der Leistungen in der Rhön zusteht. Möge es ein erster Schritt auf verheißungsvollem Wege sein!

Das neue Segelflugzeug der Technischen Hochschule Hannover.

Von Walter Günter.

Das Segelflugzeug »H 6« wurde entworfen von den Studierenden der T. H. Hannover Walter Günter, Walter Mertens und Meyer-Cassel. Es wurde von der Hawa gebaut und von dieser dem Flugwissenschaftlichen Forschungsinstitut an der T. H. Hannover (Professor Pröll) geschenkt. Das Flugzeug sollte ursprünglich zum Rhönwettbewerb 1923 fertig werden, leider verzögerte sich aber die Herstellung so, daß die Maschine erst Ende vorigen Jahres fertiggestellt wurde. Sie wurde dann noch im Dezember vorigen Jahres auf die Wasserkuppe gebracht. Soviel die leider durch ausnehmend ungünstiges Wetter behinderten Versuche erkennen lassen, entspricht sie vollauf den an sie gestellten Erwartungen, insbesondere erwies sie sich trotz der großen Spannweite als recht wendig.

Beim Entwurf der Maschine wurde gleichzeitig guter Gleitwinkel und geringe Sinkgeschwindigkeit angestrebt. Daneben wurde besonders auf gute Flugeigenschaften und leichte Montage Wert gelegt. Die bei gegebener Spannweite erreichbare beste Gleitzahl ist:

$$\varepsilon_{\min} = \frac{c_{w_p}}{c_a} + \frac{2\sqrt{F_r \pi}}{b \pi} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

(wobei $F_r = \frac{w_r}{q}$ = Restwiderstandsfläche, b = Spannweite und t = Flügeltiefe ist),

um diese zu erreichen, muß die Flügeltiefe

$$t = \frac{\sqrt{F_r \pi}}{c_a} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

sein. Die beste erreichbare Profilgleitzahl ist etwa $\varepsilon_{p\,\min} = 0{,}0098$ (Profil Göttingen 396) das c_a ist hierbei etwa = 0,87. Die Restwiderstandsfläche F_r ist nach für uns in Göttingen ausgeführten Versuchen etwa $F_r = 0{,}0368$ m². Hieraus ergibt sich die ideale Flügeltiefe t_i zu 0,351 m. In Abb. 1 sind die sich mit diesem Flügel ergebenden Gleitzahlen in Abhängigkeit von der Spannweite b aufgetragen.

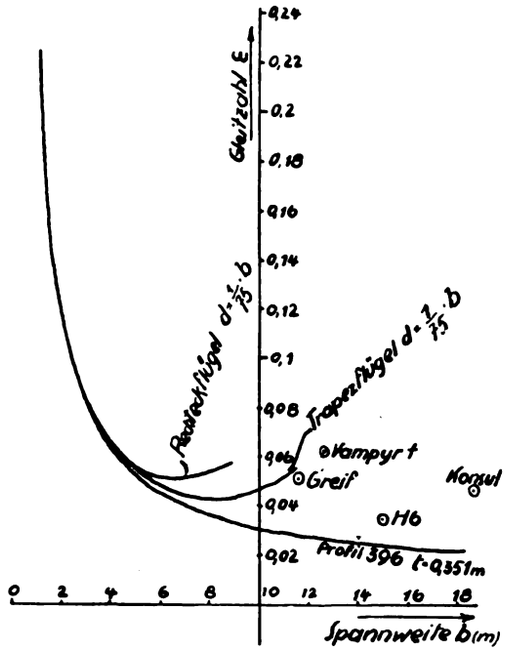


Abb. 1.

Leider ist ein derartiges Flugzeug wegen der sich ergebenden geringen Flügelstärke (~ 1,8 cm) nicht ausführbar. Es wurde daher zunächst eingehend der Einfluß der Profilstärke untersucht (diesen wie den folgenden Untersuchungen sind die Göttinger Profile 1 bis

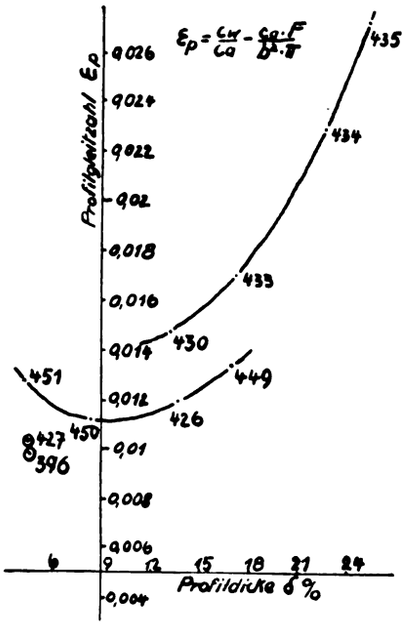


Abb. 2.

451 und 482, 534, 535 sowie eine große Anzahl ausländische Profile zugrunde gelegt). Wie Abb. 2 zeigt, ist eine Verstärkung desselben stets mit einer erheblichen Verschlechterung der Profilgleitzahl verbunden.

Digitized by Google

Nimmt man nun eine maximale Flügelstärke von 1/75 der Spannweite an und errechnet man für jedes Profil den mit der (bei der idealen Flügeltiefe) maximal ausführbaren Spannweite erreichbaren

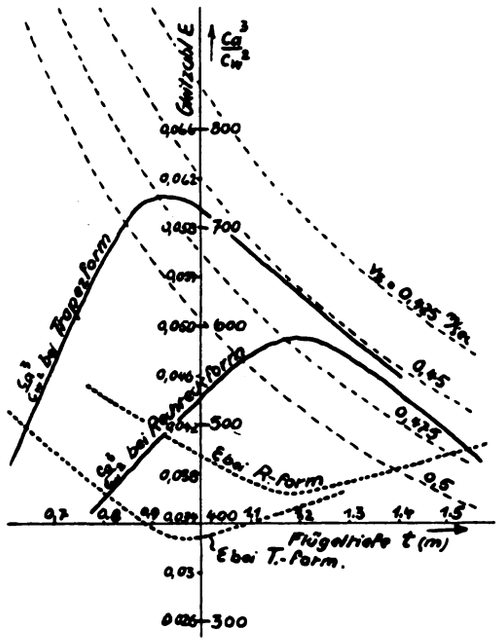


Abb. 3.

besten Gleitwinkel, so ergibt sich die Kurve 2 in Abb. 1. Die Kurve zeigt bei einer Spannweite von 6,65,m ein Minimum. Etwas verbessern läßt sich dies Ergebnis durch Verwendung trapezförmiger Flügel, die bei gleicher mittlerer Flügeltiefe die Ausführung etwas größerer Spannweiten ermöglichen. Wählt man nun, um möglichst wenig von der elliptischen Auftriebsverteilung abzuweichen, den Wert $F:(b \cdot t_{max})$ gleich $\frac{\pi}{4}$, so erhält man Kurve 3 in Abb. 1.

Auch diese Bauart ermöglicht nur die Erreichung beschränkter Gleitzahlen. Es wurde daher aus diesem Grunde weiter untersucht, ob eine Abweichung von der idealen Flügeltiefe nach oben infolge

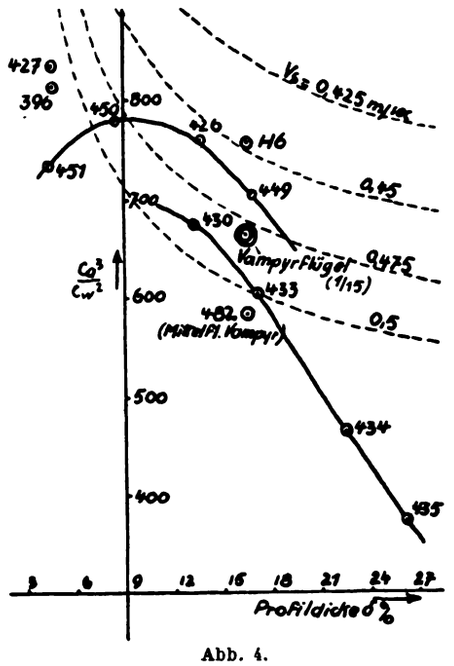


Abb. 4.

der nach Abb. 2 besseren Profilgleitzahl dünner Flügelschnitte nicht einen Gewinn bringt. Zu diesem Zwecke wurden alle Profile bei einer Spannweite von 15 m und der zur Erreichung einer maximalen Flügelstärke von 21 cm erforderlichen Flügeltiefe untersucht. Letztere blieb hierbei stets erheblich über der sog. idealen Tiefe. Das Ergebnis ist in Abb. 3 sowohl für den Rechteck- als auch den Trapezflügel dargestellt. Man sieht, daß der Trapezflügel in bezug auf die Gleitzahl um etwa 11 vH und in bezug auf die Sinkgeschwindigkeit 4 vH überlegen ist. Die besten Flügeltiefen sind für $s_{min} = 0{,}97$ m und für $v_{s\,min} = 1{,}32$ m (selbstverständlich haben beide verschiedenes Profil). Für die Ausführung wurde $t = 1$ m gewählt, da hierbei sowohl s wie v_s sich sehr wenig von ihrem Minimum unterscheiden.

In Abb. 4 wurde ferner der Einfluß der größten Flügelstärke auf die Sinkgeschwindigkeit für einen Flügel von 15 m Spannweite und 15 m² Flächeninhalt dargestellt.

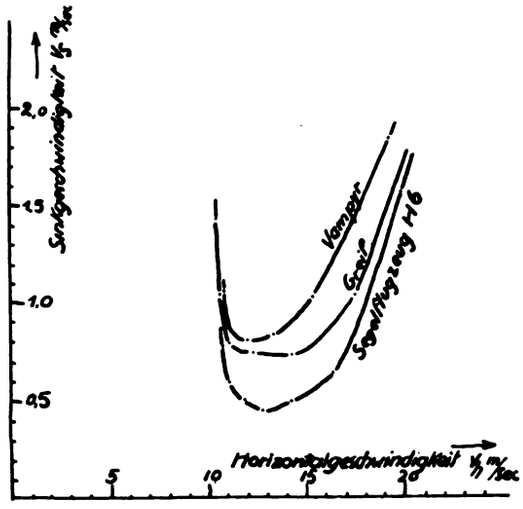
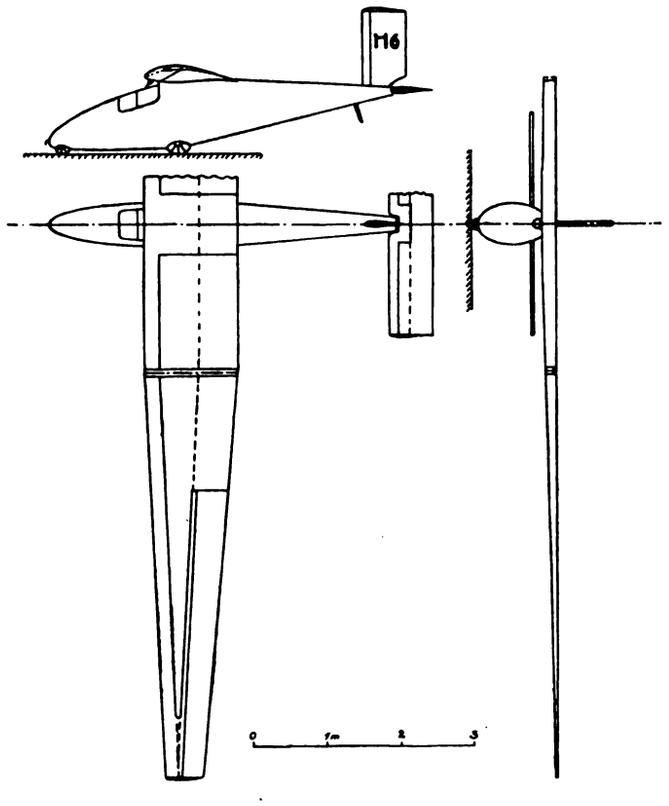


Abb. 5.

Das Profil ist bei der H 6 im übrigen nicht über den ganzen Flügel konstant, sondern der Flügelschnitt verjüngt sich entsprechend den abnehmenden mechanischen Beanspruchungen nach den Flügelenden beträchtlich. Der Zweck dieser Bauweise, die sich auf



Segelflugzeug H6.

Abb. 6.

amerikanische Modellmessungen stützt und die in geringem Maße bereits beim Vampyr angewandt ist, ist eine noch weitere Herabsetzung des Profilwiderstandes.

Beim Entwurf des Rumpfes wurde vor allem Wert darauf gelegt, den Kopf des Führers so unterzubringen, daß er bei guter Sicht einen möglichst geringen Luftwiderstand bietet. Daneben wurde eingehend der Einfluß der Einstellung des Tragflügels zur Rumpfachse untersucht.

Digitized by Google

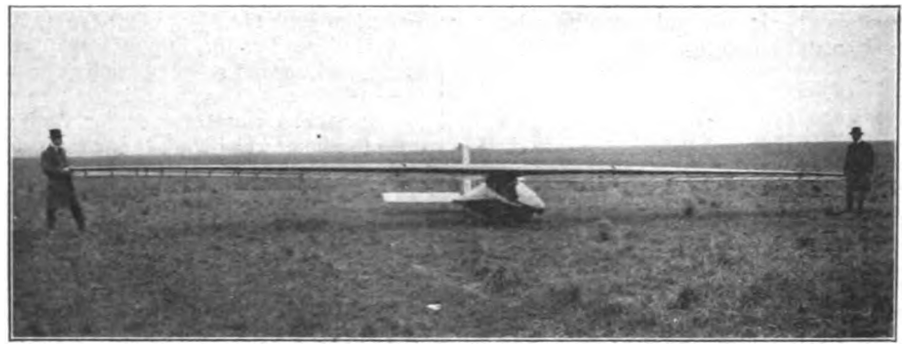


Abb. 7.

Besondere Aufmerksamkeit wurde auch der Längsstabilität zu gewendet. Diese wurde, da es nach unseren Erfahrungen bei einem hochwendigen Flugzeug kaum möglich ist, etwa auftretende Schwingungen durch Steuerbewegungen zu dämpfen, sowohl statisch wie dynamisch untersucht. Es stellte sich hierbei heraus, daß zur Erreichung der dynamischen Stabilität ein etwa 3 mal so großes Leitwerk erforderlich ist wie zur statischen erforderlich ist. Die Wendigkeit in der Höhenlage wurde gegen unsere bisherigen Typen nicht gesteigert, da diese sich als mehr als ausreichend erwiesen hat. Dagegen wurden die Kurveneigenschaften des Flugzeuges wesentlich verbessert. Dies wurde erreicht im wesentlichen durch die Verwendung trapezförmiger Flügel, die ein sehr viel geringeres Trägheitsmoment haben und durch den Einbau einer wirksameren Verwindung. Als Profil für die Ruder wurde ein Profil (429) mit möglichst hohem $\frac{d\,c_a}{d_a} \cdot \frac{1}{c_{w\,\min}}$ gewählt.

Da neben einer guten Gleitzahl auch geringste Sinkgeschwindigkeit angestrebt war, wurde die Maschine so leicht wie irgend möglich ausgeführt. Zu diesem Zweck wurde erheblich von dem üblichen statischen Aufbau der Segelflugzeuge abgewichen.

Der Flügel ist dreiteilig mit ziemlich kleinem Mittelflügel. Er besitzt zwei Holme und torsionfeste Röhre bis zum Vorderholm. Die Holme, die größtenteils als Gitterholme mit doppelten Druckgurten ausgeführt sind, verlaufen im Mittelflügel parallel im Endflügel dreieckförmig. Diese Bauart wurde gewählt, weil bei der sehr geringen Stärke des Endflügels (etwa 2 cm) eine torsionsfeste Röhre allein keine genügende Sicherheit gegen Verdrehen mehr bietet. Die Rippen sind Gitterrippen, die an beiden Holmen durchschnitten sind. Der Rumpf besitzt in der Mitte 6, vorn 5 und hinten 4 Holme, die ähnlich den Flügelrippen hergestellt sind. Als Fahrgestell dienen zwei hintereinander angeordnete Rollbälle. Die Montage des ganzen Flugzeuges kann in wenigen Minuten erfolgen. Die Flügel sind mit 5 Bolzen (Mittelflügel 1, Endflügel je 2) befestigt. Höhen- und Seitenruder sowie die Steuerzüge zur Verwindung können ohne Lösen irgendwelcher Spannschlösser, Bolzen, Splinte usw. abmontiert werden.

Hauptdaten des Segelflugzeuges H. 6:

Gleitwinkel	1:28,8
Sinkgeschwindigkeit	0,448 m/s
c_a^3/c_w^2	757
Gewicht	75 kg
Bausicherheit	5,5fach
Spannweite	15 m
Länge	5,26 m
Tragfläche	15 m²
Flächenbelastung	9,5 kg/m²
Länge des Mittelflügels	4 m
Größte Flügeltiefe	1,275 m
Höhenruder 3 × 0,6 m =	1,8 m²
Seitenruder 1,1 × 0,6 m =	0,66 m²

Einzelgewichte:

Rumpf	25,5 kg
Mittelflügel	20 »
2 Endflügel je 12,5 kg	25 »
Höhenruder	3,4 »
Seitenruder	1,1 »

Ausschreibung
Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1924.

§ 1. Veranstalter, Zeit und Ort des Wettbewerbes. Geschäftsstelle.

Im Einvernehmen mit dem Deutschen Luftfahrtverband, e. V., und mit Genehmigung der Segelflug-G. m. b. H. veranstalten die Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes, e. V., und der Deutsche Modell- und Segelflug-Verband, e. V., vom *15. bis 31. August 1924* auf den Hängen und benachbarten Höhen der Wasserkuppe in der Rhön einen Segelflug-Wettbewerb. Mit dem Segelflug-Wettbewerb wird ein Wettbewerb für Segelflugzeuge mit Hilfsmotor verbunden. Eine Verlängerung des Wettbewerbes bis spätestens 7. September 1924 behalten sich die Veranstalter vor.

Die Geschäftsstelle der Veranstaltung ist Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2, vom 1. August bis 3 Tage nach Schluß des Wettbewerbs auf der Wasserkuppe in der Rhön.

§ 2. Name, Ehrenschutz und Zweck des Wettbewerbs.

Die Veranstaltung führt den Namen »Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1924« und steht unter dem *Ehrenschutz der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, e. V. (WGL)«*.

Die Veranstaltung soll die Ausnützung natürlicher Windenergien beim Flug ohne motorischen Antrieb fördern und die Flugleistungen von Segelflugzeugen mit Hilfsmotor prüfen.

§ 3. Flugzeuge. Probeflüge.

Der Wettbewerb ist offen für Flugzeuge ohne und mit motorischem Antrieb.

Folgende Motore sind zugelassen:

a) ohne Gewichtshöchstgrenze:
für Einsitzer bis zu 750 cm³ Hubvolumen,
für Zweisitzer bis zu 1000 cm³ Hubvolumen;

b) mit Gewichtshöchstgrenze:
für Einsitzer bis 30 kg Gewicht,
für Zweisitzer bis 40 kg Gewicht.

Im Motorgewicht sind eingeschlossen die Gewichte von Vergaser, Magnet, Getriebe, leerem Kühler und leerem Ölbehälter und Luftschraube.

Die Flugzeuge müssen vor ihrer Zulassung Probeflüge erledigen, und zwar die Segelflugzeuge ohne Hilfsmotor einen Flug von mindestens 60 s Dauer, Flugzeuge mit Motor von mindestens 10 min Dauer. Der Nachweis dieser Probeflüge ist durch eine Bescheinigung zu erbringen, die von einem durch die Veranstalter hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird.

§ 4. Bewerber. Meldung.

Der Eigentümer des Flugzeuges ist Bewerber.

Die Meldung hat bei der Geschäftsstelle auf dem vorgeschriebenen, von ihr erhältlichen Meldevordruck, für jedes Flugzeug gesondert, durch den Bewerber oder dessen bevollmächtigten Vertreter bis zum 15. Juli 1924, 12 Uhr mittags, zu geschehen.

Das Nenngeld beträgt M. 50 für jedes gemeldete Flugzeug und muß bis zum Meldeschluß bei der Geschäftsstelle oder auf ihrem Postscheckkonto Nr. 49055, Frankfurt a. M., eingegangen sein. Die Hälfte des Nenngeldes wird nach Zulassung der Flugzeuge (vgl. § 5) zurückgezahlt.

Auf schriftlichen, hinreichend begründeten Antrag, der vor der Meldung eingereicht und genehmigt sein muß, kann das Nenngeld auf M. 15 ermäßigt werden.

Digitized by Google

Nachmeldungen sind bis zum 30. Juli 1924, 12 Uhr mittags zulässig. Sie unterliegen außer dem Nenngeld einer Nachmeldegebühr von M. 50, die bis zum Nachmeldeschluß eingegangen sein muß und die nicht zurückgezahlt wird.

Nach der Meldung erhält jedes Flugzeug eine Meldenummer, die während des Wettbewerbs von allen Seiten sichtbar am Flugzeug anzubringen ist.

Bewerber, die die deutsche Reichsangehörigkeit nicht besitzen, haben mit der Meldung den Nachweis zu erbringen, daß in ihrem Heimatlande für deutsche Reichsangehörige bei internationalen sportlichen Veranstaltungen im Luftfahrwesen vollständige und vorbehaltlose Gleichberechtigung gewährleistet ist. Die Veranstalter behalten sich vor, von diesen Bedingungen zugunsten einzelner abzusehen, die zwar nicht Reichsangehörige sind, aber zur Deutschen Kulturgemeinschaft gehören.

Von der Segelflug-G. m. b. H. Disqualifizierte werden weder als Bewerber noch als Flugzeugführer zugelassen.

Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich bei Abgabe der Meldung zur Anerkennung der Ausschreibung und späterer, von den Veranstaltern oder deren Beauftragten zu erlassender Bestimmungen verpflichten und gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalter und ihre Beauftragten schriftlich verzichten. Für Minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen muß der Verzicht durch den gesetzlichen Vertreter erfolgen. Der Rechtsweg ist auch ausgeschlossen, wenn auf seiten der Veranstalter oder ihrer Beauftragten Fahrlässigkeit vorliegt.

§ 5. Baufestigkeit und Zulassungsprüfung.

Die Baufestigkeit der Flugzeuge ist durch eine Bescheinigung nachzuweisen, die durch einen von den Veranstaltern, im Benehmen mit der *»Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«* hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird. Nur Flugzeuge, für die der Nachweis der Baufestigkeit erbracht ist, finden in den von den Veranstaltern errichteten Unterkunftsräumen Aufnahme. Die Baufestigkeitsprüfung muß am Bauort erfolgen; nähere Bestimmungen werden durch Bekanntmachung der Veranstalter mitgeteilt und sind von den Wettbewerbern genau zu befolgen.

Vor der Teilnahme am Wettbewerb müssen die Flugzeuge dem Technischen Ausschuß (vgl. § 12) zur *Zulassungsprüfung* vorgeführt werden. Hierzu sind folgende Unterlagen beizubringen:

1. Eine Baubeschreibung nach der bei der Geschäftsstelle erhältlichen Anweisung;
2. ein Satz unaufgezogener und auf der Rückseite gekennzeichneter Lichtbilder, die das Flugzeug in seinen Hauptansichten darstellen;
3. die Bescheinigung über den Nachweis der Baufestigkeit (s. oben);
4. eine Bescheinigung über die Ablegung des Probefluges (vgl. § 3).

Die Unterlagen 1 und 2 sollen Berichten über den Wettbewerb als Grundlage dienen. Wird ihre Veröffentlichung nicht gewünscht, so ist es besonders vorzuschreiben.

Für Flugzeuge, die bereits zu einem von der Segelflug-G. m. b. H. genehmigten Wettbewerb zugelassen waren, entfällt die Beibringung der genannten Unterlagen, falls inzwischen keine wesentlichen Änderungen vorgenommen worden sind.

Beschädigungen oder Änderungen eines zugelassenen Flugzeuges während des Wettbewerbs sind dem Technischen Ausschuß zu melden, der dann die Zulassung aufheben und eine erneute Flugzeugprüfung anordnen kann. Der Technische Ausschuß ist auch berechtigt, eine schon ausgesprochene Zulassung zum Wettbewerb in Fällen offenbarer Luftuntüchtigkeit aufzuheben.

Die Betriebsstoffbehälter müssen zwecks Nachprüfung zugänglich und mit einer Vorrichtung zum Versiegeln versehen sein. Befestigungsmöglichkeit eines Barographen ist vorzusehen.

Zulassungsprüfungen finden in der Zeit vom 4. bis 20. August 1924 auf der Wasserkuppe statt.

§ 6. Führer.

Die Flugzeuge dürfen im Wettbewerb nur von zugelassenen und gemeldeten Führern geflogen werden. Für dasselbe Flugzeug können mehrere Führer gemeldet werden. Für die Zulassung der Führer gelten folgende Bestimmungen:

Zum Wettbewerb muß von einem Führer auf Segelflugzeug der Segelfliegerausweis des Deutschen Modell- und Segelflug-Verbandes vorgelegt oder durch Bescheinigung der Nachweis erbracht werden, daß vor dem Wettbewerb außer zwei Flügen von mindestens 45 s Dauer ein dritter Flug von 60 s Dauer abgelegt worden ist, bei dem zwei Viertelkreise, einer nach links und einer nach rechts, geflogen worden sind. Die Führerprüfung muß vor Beginn des Wettbewerbes abgelegt worden sein.

Führer von Flugzeugen mit Motor haben vor der Zulassung einen Flug von mindestens 10 min auszuführen, wobei zwei Achterschleifen geflogen werden müssen. Die Führerprüfung kann mit dem Probeflug verbunden werden.

§ 7. Flüge vor dem Wettbewerb.

Von den Veranstaltern wird in der Zeit vom 4. August bis zum Beginn des Wettbewerbes die Möglichkeit geschaffen, auf dem Wettbewerbsgelände Übungsflüge auszuführen. Während dieser Zeit können die Probeflüge für die Zulassung der Flugzeuge und der Flugzeugführer abgelegt werden. Für die Abnahme der Flugzeuge und der Flüge sind während dieser Zeit Mitglieder der Sportleitung und des Technischen Ausschusses auf der Wasserkuppe anwesend. Die Veranstalter setzen für die Zeit dieser Übungsflüge für gute Flugleistungen und rege Beteiligung, namentlich von seiten junger Segelflieger, die nicht Motorflieger gewesen sind, Prämien aus.

§ 8. Preise.

Gruppe I, offen für Flugzeuge ohne motorischen Antrieb (auch mit plombiertem Motor).

A. Großer Rhön-Segelflugpreis 1924: M. 3000.

Der Preis wird dem Bewerber zugesprochen, dessen Flugzeug auf einem Flug die größte Strecke, im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle gemessen, mindestens jedoch 25 km zurücklegt.

B. Preise für Fernsegelflüge. Die im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle gemessene Flugstrecke wird um den endgültigen Höhenverlust vermindert oder den Höhengewinn vermehrt nach der Formel $E = E_0 - 6\,h_v + 12\,h_g$; E ist die gewertete Strecke, E_0 die gemessene, h_v der Höhenverlust, h_g der Höhengewinn zwischen Abflug- und Landestelle.

Der Flug, mit dem der große Rhön-Segelflugpreis 1924 gewonnen ist, wird hierbei nicht bewertet.

1. Preis	M. 1500
2. »	» 1000
3. »	» 500

C. Preise für die größten Flugstrecken bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten. Die Preise werden den Bewerbern zugesprochen, deren Flugzeug auf einem Flug die größte Strecke im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle gemessen, zurücklegt, und zwar:

a) bei einer an der Abflugstelle gemessenen Windgeschwindigkeit unter 6 sm mindestens 10 km: M. 1000;
b) bei 6 bis unter 10 sm mindestens 15 km: M. 1000;
c) über 10 sm mindestens 20 km: M. 1000.

Der Gewinner des Preises A scheidet für diese Preise aus.

D. Preise für die größte Flughöhe, die über dem Gipfel der Wasserkuppe gemessen wird und mindestens 350 m betragen muß:

1. Preis	M. 1500
2. »	» 1000
3. »	» 500

E. Zweisitzerpreise für die größte Flugdauer mit einem Fluggast, mindestens aber 15 min.

1. Preis	M. 2000
2. »	» 1000

F. Leistungspreise. Die Preise in einer Gesamthöhe von M. 5000 werden denjenigen Eigentümern, Führern oder Konstrukteuren von Flugzeugen zugesprochen, die nach dem Urteil des Preisgerichts Leistungen besonderen fliegerischen oder technischen Könnens aufweisen.

Gruppe II, offen für Segelflugzeuge mit Hilfsmotor.

A. Dauerpreis. Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, der nach einem Motorstart unter Ausnützung der natürlichen Windenergie und einer Betriebsstoffmenge von höchstens 2 l ohne Zwischenlandung die größte Flugdauer erzielt. Auf diesem Flug muß er sich mindestens 5 km von der Startzelle entfernt und darnach eine vom Startpunkt ausgesteckte Linie von 300 m Länge wieder überflogen haben.

Preise: I. für Einsitzer

1. Preis	M. 2000
2. »	» 1000

II. für Zweisitzer mit Fluggast
M. 2000.

Digitized by Google

B. Zielflugpreis. Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, der in der geringsten Zeit und bei geringstem Betriebsstoffverbrauch von der Wasserkuppe nach einem von den Veranstaltern zu bestimmenden und vor dem Wettbewerb bekanntzugebenden Ort fliegt, dort zwischenlandet und zur Wasserkuppe zurückfliegt. Die Bewertung erfolgt nach der Formel: $W = T \cdot \sqrt{Q}$, wobei T die Zeit vom Abflug bis Landung auf der Kuppe und Q den Betriebsstoff in Litern bedeutet.

Preise: I. für Einsitzer

1. Preis	M. 3000
2. »	» 2000
3. »	» 1000

II. für Zweisitzer mit Fluggast

1. Preis	M. 3000
2. »	» 2000

C. Höhenpreis. Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, der mit der ihm zugeteilten Betriebsstoffmenge die höchste Höhe, gemessen über dem Gipfel der Wasserkuppe, erreicht. Die Betriebsstoffmenge beträgt 10 cm³ für jedes kg Führergewicht und Nutzlast.

1. Preis	M. 1500
2. »	» 1000
3. »	» 500

Gruppe III. Sonderpreise.

Weitere Ausschreibungen für Segelflugzeuge mit und ohne Hilfsmotor werden von den Veranstaltern vorbereitet, die, falls Preise während des Wettbewerbs gestiftet werden, nach Genehmigung der Segelflug-G. m. b. H. von der Sportleitung veröffentlicht werden.

§ 9. Oberleitung.

Die Veranstalter übertragen ihre Befugnisse während des Wettbewerbs und der beiden diesen folgenden Tage auf die Oberleitung.

Die Oberleitung steht an der Spitze der Veranstaltung. Sie üben während des Wettbewerbes die Rechte und Pflichten der Veranstalter aus, regelt die Besetzung oder die Ergänzung der Ausschüsse und vermittelt zwischen ihnen.

§ 10. Preisgericht.

Das Preisgericht urteilt auf Grund der von der Sportleitung (vgl. § 11), dem Technischen Ausschuß (vgl. § 12), dem Meß- und Wetterdienstausschuß (vgl. § 13 und 14) gesammelten Flug- und Prüfergebnisse mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden.

Das Preisgericht tritt einen Tag vor Schluß des Wettbewerbs zusammen und entscheidet am Tage nach Schluß des Wettbewerbs. Bei Verlängerung einzelner nicht gewonnener Wettbewerbe über den Wettbewerb hinaus, tritt das Preisgericht im Bedarfsfalle spätestens innerhalb acht Tage nach Ablauf des neuen Schlußtermins zusammen. In diesem Falle ist auch schriftliche Rundfrage bei den Mitgliedern des Preisgerichts durch den Vorsitzenden zulässig.

Das Preisgericht ist befugt, nicht gewonnene Preise für kommende Veranstaltungen zurückzustellen oder Teilbeträge als Anerkennungsprämien zu verteilen.

Gegen die Entscheidung des Preisgerichts gibt es eine Berufung an die Segelflug-G. m. b. H., die unter Beifügung eines Betrages von M. 50, der in jedem Falle für die Luftfahrerfürsorge verfällt, innerhalb von 10 Tagen nach Bekanntgabe der Preisgerichtsentscheidung bei der Geschäftsstelle der Segelflug-G. m. b. H., Berlin W 35, Blumeshof 17, eingegangen sein muß.

§ 11. Sportleitung. Sportgehilfen.

Die Sportleitung sorgt für die sportliche Durchführung des Wettbewerbs. Der jeweilige »Sportleiter vom Dienst« trägt die Verantwortung für den sportlichen Wettbewerbsverlauf. Seinen Anordnungen ist unbedingt Folge zu leisten. Dem »Sportleiter vom Dienst« stehen Sportgehilfen und Meßtrupps zur Seite. Die Sportleitung gibt eine Flugordnung und in Gemeinschaft mit dem Technischen Ausschuß, dem Meßausschuß und dem Wetterdienstausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

Die Flug- und Prüfergebnisse werden fortlaufend durch Aushang bekanntgegeben. Einsprüche hiergegen sind bis 24 h nach Aushang im Fliegerlager der Geschäftsstelle schriftlich vorzulegen.

§ 12. Technischer Ausschuß.

Der Technische Ausschuß führt die Flugzeugzulassungsprüfung (vgl. § 5) durch und entscheidet bei Beschädigung von Flugzeugen und bei offenbarer Luftuntüchtigkeit (vgl. § 5 Abs. 4) über ihre weitere Zulassung zum Wettbewerb endgültig.

§ 13. Meßausschuß.

Der Meßausschuß führt die Vermessung und Auswertung der Flüge durch; er gibt in Gemeinschaft mit der Sportleitung eine Vermessungsordnung heraus, die das anzuwendende Meßverfahren festlegt und den Dienst der einzelnen Trupps regelt. Der Meßausschuß übernimmt die Kontrolle der Barographen und führt die Meldung der Bodenwindverhältnisse beim Start durch. Der Meßausschuß hat die Flugergebnisse eines Tages spätestens bis zum nächsten Vormittag ausgewertet der Sportleitung mitzuteilen. Der Vorsitzende des Meßausschusses ist für die ordnungsgemäße Durchführung der Meßmethoden und ihre Auswertung verantwortlich.

§ 14. Wetterdienstausschuß.

Der Wetterdienstausschuß regelt den täglichen Wettervorhersagedienst und die Durchführung aerologischer Messungen. Er gibt täglich vor- und nachmittags einen Wetterbericht durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

§ 15. Wirtschaftsausschuß.

Der Wirtschaftsausschuß sorgt für Unterkunft der Flugzeuge und ihrer Bedienung, sowie der Mitglieder der Leitung und der Ausschüsse. Ihm untersteht die gemeinschaftliche Werkstätte und die Verwaltung des Inventars. Er sorgt für die gemeinsame Verpflegung im Fliegerlager und ist für alle sonstigen wirtschaftlichen Fragen zuständig.

§ 16. Ordnungsdienst.

Der Ordnungsdienst während des Flugbetriebs und im Lager sowie die Regelung des Verkehrs obliegt dem Führer der Polizeiflugwache, der im Einverständnis mit der Oberleitung arbeitet.

§ 17. Verschiedenes.

Die Zusammensetzung des Preisgerichts, der Oberleitung, der Sportleitung und des Technischen Ausschusses, des Meßausschusses, des Wetterdienstausschusses und des Wirtschaftsausschusses werden vor Nachmeldeschluß veröffentlicht. Mit Rücksicht auf die besonderen Zeitverhältnisse behalten sich die Veranstalter das Recht vor, Änderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen und ihren Bestimmungen Auslegung zu geben.

Betreffs Unterbringung und Transport der Flugzeuge und Teilnehmer, sowie Verpflegung usw. erfolgen weitere Bekanntmachungen in den Organen der Veranstalter, der »Luftfahrt« und dem »Flugsport«.

Frankfurt a. M., den 4. März 1924.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbandes
Dr. h. c. Kotzenberg.

Deutscher Modell- und Segelflugverband
Dr. h. c. Kotzenberg.

Bekanntmachung I

zur Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1924.

Die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1924 sieht in § 5 **den Nachweis der Baufestigkeit** durch eine Bescheinigung vor, die durch eine von den Veranstaltern im Benehmen mit der **„Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt“** (Berlin W 35, Blumeshof 17) hierzu ermächtigten Prüfer auszustellen ist. **Hierfür gelten folgende Sonderbestimmungen:**

Die Bewerber müssen den Veranstaltern fachkundige Prüfer vor dem 1. Juli 1924 vorschlagen oder die Veranstalter vor diesem Tage um Namhaftmachung eines ermächtigten Prüfers bitten. Die Veranstalter werden später eingehende Gesuche nicht mehr berücksichtigen.

Dem Antrag an die Veranstalter ist außer genauer Angabe des Bauzustandes, des Aufbewahrungsortes des Flugzeuges und anderer für den Prüfer wesentlicher Dinge eine kurzgefaßte vorläufige Beschreibung des Flugzeuges beizufügen.

Wenn diese Beschreibung oder andere den Veranstaltern bekanntgewordene Umstände die Unzulänglichkeit des Flugzeuges erweisen, so werden die Veranstalter die Ermächtigung oder Namhaftmachung eines Prüfers ablehnen.

Digitized by Google

Die Prüfer versehen ihre Tätigkeit ehrenamtlich, doch müssen ihnen Unkosten für Reise und Aufenthalt von den Bewerbern angemessen ersetzt werden. Die Prüfer legen Wert darauf die Flugzeuge in frühem Bauzustande kennenzulernen, um die Erbauer rechtzeitig beraten zu können und alles zu tun, damit die Bescheinigung der Baufestigkeit rechtzeitig ausgestellt werden kann.

Die Probeflüge der Flugzeuge (vgl. § 3) können unmittelbar vor Eintritt in den Wettbewerb am Wettbewerbsort erfolgen. Wer sie früher oder an einem anderen Ort abzulegen wünscht, muß rechtzeitig den Veranstaltern (Geschäftsstelle Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2) geeignete Flugprüfer (vgl. § 3, letzter Absatz) vorschlagen oder sie um Namhaftmachung ermächtigter Prüfer bitten.

Die Führerprüfung muß vor Beginn des Wettbewerbs abgelegt sein (vgl. § 6 und 7).

Meldevordrucke (vgl. § 4) werden von der Geschäftsstelle, Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2, jedem einzelnen Bewerber zugesandt, der sie bei ihr anfordert. Die Anforderung muß so früh erfolgen, daß die Meldefristen innegehalten werden können. Anzugeben ist die Zahl der gewünschten Vordrucke.

Bekanntmachung II
zur Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1924.

Anweisung zur Baubeschreibung.

Zur Baubeschreibung gehören folgende Unterlagen:

1. Allgemeine Beschreibung. Diese soll die genaue Mitteilung des Erbauers (Name und Anschrift), sowie kurzgefaßte Angaben über die besondere Bauart, Eigenschaften, Leistungen, Abweichungen von anderen Flugzeugen desselben Erbauers enthalten.

2. Gewichtsübersicht. Diese soll die sorgfältig nachgewogenen Gewichte nachstehender Teile enthalten: Flügel ... kg, Rumpf mit Fahrgestell ... kg, Leitwerk und Steuerungsteile ... kg, Motoranlage ... kg, Sonstiges ... kg, Insgesamt ... kg.

3. Hauptzeichnungen des Flugzeuges, welche seine Hauptansichten darstellen und die wichtigsten Maße und Angaben enthalten. Sie müssen schwarz auf weiß hergestellt sein (Weißpausen von Tuschzeichnungen sind zulässig) und folgendes enthalten:

Eine Gesamtansicht von links gesehen, eine Vorderansicht, je eine Ansicht von oben und unten. Der Maßstab ist so zu wählen, daß eine klare Darstellung des Flugzeuges ermöglicht ist. In Frage kommen die Maßstäbe 1 : 5 und 1 : 10.

Die Zeichnungen müssen mindestens folgende Maße und Angaben enthalten:

Spannweite aller Flügel, Länge und Höhe des Flugzeuges, Staffelung, Flügelabstand, Stielabstände von Rumpfmitte aus gemessen, Flügeltiefe innen und außen, größte Breite und Höhe des Rumpfes, Tiefe und Breite der Flossen, Quer-, Seiten- und Höhenruder, Höhe der Vorderkante des untersten Flügels über dem Boden, wagerechter Abstand einer etwa vorhandenen Radachse von Vorderkante des untersten Flügels, Raddurchmesser, Spurweite des Fahrgestells. Bei Fahrgestellen, welche keine Räder besitzen, entsprechende Maße.

Einstellwinkel der Flügel und Flossen am Rumpf und jedem Stiel gemessen, V- und Pfeilstellung, Flächeninhalte der Flügel, Flossen und Ruder, Art der Federung des Fahrgestelles.

Eintragung des Schwerpunktes des beladenen und leeren Flugzeuges und Angabe der Momentenarme zu den Schwerpunkten der Teilwerte.

Darstellung der Steuerzüge, Angabe der Steuerungen.

Darstellung des Querschnittes der Hauptflügel- und Leitwerksrippen.

Besondere Angaben, wenn es die Bauart des Flugzeuges notwendig macht.

Bei Flugzeugen mit Hilfsmotoren: Art des Motoreneinbaues; Anordnung der Schrauben: Bei Untersetzungen und mehreren Schrauben Zeichnung und Beschreibung des Triebwerkes. Beschreibung der Anwerfvorrichtung.

Pulsierende Flächen.

Richard Katzmayr, Wien.

Der Zweck der im Folgenden beschriebenen Versuche war, festzustellen, ob und in welchem Maße Luftkräfte durch rasche Schwingungen eines Flächenteiles geweckt werden können.

Die untersuchte Fläche hatte die in Abb. 1 dargestellte Querschnittform; ihre Abmessungen waren: 750 × 145 mm². Mithin besaß sie 0,10875 m² Flächeninhalt und ein Seitenverhältnis von 1:5,16. Die eine Seite der Versuchsfläche war starr, denn sie bestand aus Holz von der in Abb. 1 wiedergegebenen Querschnittform und Größe. Die andere Flächenseite war hingegen elastisch, da sie von einer Gummiplatte von 0,3 mm Dicke gebildet wurde. Die Gummiplatte war an der verstärkten Eintritt- und Austrittkante, wie auch an den beiden seitlichen Abschlußwänden des Holzteiles

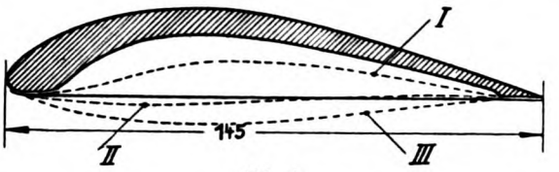


Abb. 1.

festgeklebt worden. Derart wurde ein vollkommen geschlossener Behälter mit drei starren und einer elastischen Wandung gebildet. Wurde in den Hohlraum der Fläche Luft eingepreßt, so wölbte sich die Gummiplatte nach außen, ebenso, wie sie sich nach innen wölbte, falls die Luft aus dem Hohlraum gesaugt wurde. Um nun die Luft in den Hohlraum ein- und ausführen zu können, wurde in halber Spannweite nahe der Eintrittskante auf der Seite der Gummiplatte ein Rohr aus Stahlblech luftdicht, jedoch leicht beweglich zur Fläche angeschlossen. Dieses Rohr ist in Abb. 2 deutlich zu sehen. Der freie Querschnitt des Rohres maß 2,2 cm²; seine Form war tropfenförmig, um dem Luftstrom der Windanlage möglichst kleinen Widerstand zu bieten und die Luftströmung in der Flächennähe wenig zu stören. Der bewegliche Anschluß des Stahlrohres mit dem Versuchsflügel erfolgte mittels eines kurzen Gummischlauches von 0,5 mm Wandstärke. Eine Änderung des Anstellwinkels α der Fläche im Bereich von -3^0 bis 18^0 war ohne weiteres möglich. Die Länge des Stahlrohres war derart bemessen, daß es aus dem Luftstrom der Windanlage herausragte. Getragen wurde es von der die Versuchsfläche führenden oberen Haltestange (s. Abb. 2), in welcher die Stange über der darunter sichtbaren dickeren Luftzu- und Abfuhr-Röhre zu sehen ist. Die Fläche war noch in üblicher Weise durch zwei weitere (untere) Haltestangen mit der Auftriebwage verbunden, die nahe der Mitte des Bildes 2 zu sehen ist. Mittels zweier Drähte hing die Fläche an der Rücktriebswage.

An dem freien Rohrende wurde ein Gummischlauch befestigt, der mit dem Zylinderraum einer Luftpumpe verbunden war. Die Stützung des Schlauches geschah derart, daß das freie Spielen der

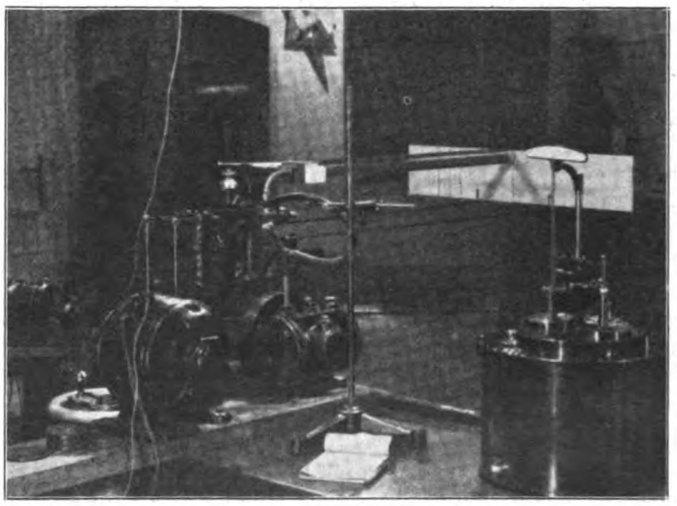


Abb. 2.

Auftriebwage in keiner Weise behindert war. Eine Probe zeigte, daß 2 g Belastungsänderung einen deutlichen Ausschlag der Wage ergab.

Die Luftpumpe, welche in der Mitte der Abb. 2 ersichtlich ist, war eine Kolbenpumpe. Sie hatte Ansaugeschlitze und ein federndes Druckventil. Die ersteren wurden mittels Gummistreifen luftdicht abgeschlossen, das Druckventil hingegen entfernt. Bei der Hin- und Herbewegung des Pumpenkolbens wurde daher die allseits abgeschlossene Luftmenge in den Flächenhohlraum hinein- oder aus ihm herausgepumpt, wodurch die Gummiplatte der Fläche heraus- oder hineingewölbt wurde. Um nun die Amplitude der Wölbung beliebig ändern zu können, war in der Schlauchleitung zwischen Pumpe und Stahlrohr ein T-Rohrstück eingesetzt worden, dessen dritter Schenkel durch ein aufgesetztes Schlauchstück und

Digitized by Google

einen Quetschhahn geöffnet oder geschlossen werden konnte. Bei offenem Quetschhahn entwich beim Vorgehen des Pumpenkolbens eine bestimmte Teilmenge an Luft aus der Rohrleitung, während der Restteil in den Flächenhohlraum eindrang, wodurch kleine Amplituden der Auswölbung der Flügelfläche erreicht wurden. Bei geschlossenem Quetschhahn mußte naturgemäß die ganze vom Pumpenkolben verdrängte Luftmenge in den Flächenhohlraum gelangen, derart große Auswölbungen erzeugend. Der Pumpenkolben erhielt seinen Antrieb über eine Kurbelschleife und war daher der zeitliche Verlauf der Druckänderungen ein rein sinusförmiger.

Der Antrieb der Pumpe erfolgte durch einen Elektromotor, dessen Drehzahl in weiten Grenzen geregelt werden konnte. Im selben Maße erfolgte eine Änderung der Schwingungszahl der Gummiplatte des Flügels.

Die Versuche wurden sowohl bei ruhender, als auch bei laufender Windanlage durchgeführt. In letzterem Falle bei einem Staudruck von $p = 20$ mm WS.

Die Messung der Schwingungszahl der Gummiplatte der Fläche erfolgte durch Bestimmung der Drehzahl der Luftpumpenachse. Die Amplitudengröße der Gummiplatte wurde in der Weise gemessen, daß auf der Mattscheibe eines photographischen Apparates, dessen Objektiv auf die in der Luftstrommitte hängende Versuchsfläche gerichtet war, die Amplitude des Schwingungsbildes gemessen wurde, das drei auf der Gummiplatte gezeichnete Gerade — »Flügelsehnen« — ergaben. Da die Bild- und die Naturgröße der Geraden, ferner die Orientierung der optischen Achse des photographischen Apparates gegen die Flügelfläche bekannt waren, ergab eine einfache trigonometrische Rechnung die wahre Amplitudengröße der Gummiplatte an der beobachteten Stelle, ohne diese in irgendeiner Weise zu berühren. Die drei Meßgeraden sind in Abb. 2 zu sehen; sie liegen in rund ¼ der Spannweite.

Die Versuchsergebnisse sind folgende:

1. Ruhende Windanlage = Versuch »am Stand«. Gemessen wurde bei den Drehzahlen $n = 300$, 500, 930 und 1460 Umdr./min, mithin bei 5, 8,35, 15,5 und 24,3 Schwingungen in der Sekunde. Die zugehörigen Amplituden waren 1,0, 2,5, 2,5 und 4,0 mm. Die Amplitude der Gummiplatte ist in der Mitte der Spannweite am größten und nimmt gegen die Flügelenden ab. Bei den ersten der drei Schwingungszahlen erfolgte die Schwingung der Gummiplatte nicht um die in Abb. 1 gezeichnete Mittellage, sondern etwa um die gestrichelt gezeichnete Lage I. Bei 24,3 Schwingungen in der Sekunde war die Sehne II die Mittellage. Ein weiterer Versuch wurde mit 8,35 Schwingungen in der Sekunde und nur 1 mm Amplitude mit der Linie III als Mittellage angestellt. Der Anstellwinkel der Fläche war bei diesen Versuchen in den meisten Fällen 0°; nur bei 24,3 Schwingungen in der Sekunde wurde er zwischen —3° und + 6° geändert.

Das Ergebnis der Versuche war, daß in allen Fällen weder ein Auftrieb, noch ein Rücktrieb gemessen werden konnte.

2. Windanlage im Betrieb. Staudruck $p = 20$ mm WS; rund 17,5 m/s Luftgeschwindigkeit.

Gemessen wurde bei den gleichen Schwingungszahlen und Amplituden der Gummiplatte, wie im Falle 1. Die Anstellwinkel der Fläche wurden um je 3° im Bereich von —3° bis 18° geändert.

Die Messungen gestalteten sich insoferne schwierig, als die Flügelschnittform bei den verschiedenen Anstellwinkeln nicht beständig war, sondern die Gummiplatte sich infolge der Wirkung der ungleichen Druckverteilung der anströmenden Luft über die Flügelsehne und Spannweite ein-, bzw. auswölbte.

Aus den erzielten Meßergebnissen seien lediglich die Versuchsreihen für den Fall a): Luftpumpe in Ruhe und daher Schwingungszahl und Amplitude der Gummiplatte gleich Null und b): Schwingungszahl = 24,3/s und Amplitude = 4 mm herausgegriffen. Die einzelnen Werte sind in den beiden Zahlentafeln 1 und 2 sowie im Schaubild Abb. 3 vereinigt. Es zeigt sich, daß wesentliche Abweichungen in den beiden Versuchsreihen nur in Bereichen unter dem Anstellwinkel $\alpha = 0°$ und über $\alpha = 15°$ zu bemerken sind. In diesen Lagen wichen allerdings die Flügelschnittformen für beide

Zahlentafel 1.

Schwing./Sek.: 0.
Amplitude: 0.
Staudruck: 20 mm WS

α	$100 \times c_A$	$100 \times c_W$	$1000\,\varepsilon$
— 3	11,9	2,75	231
0	40,8	3,9	95,5
3	61,9	4,81	78
6	83,2	6,87	82,5
9	102	9,4	92
12	120	12,38	103
15	132	16,32	124
18	136,4	21,08	160

Zahlentafel 2.

Schwing./Sek.: 24,3.
Amplitude: 4 mm.
Staudruck: 20 mm WS

α	$100 \times c_A$	$100 \times c_W$	$1000\,\varepsilon$
— 3	18,65	5,25	267
0	42,2	4,26	100,5
3	62,8	4,77	73
6	81,0	6,64	82
9	102,5	9,2	87
12	118	12,2	101,5
15	129,5	15,8	122
18	132	18,6	140,7

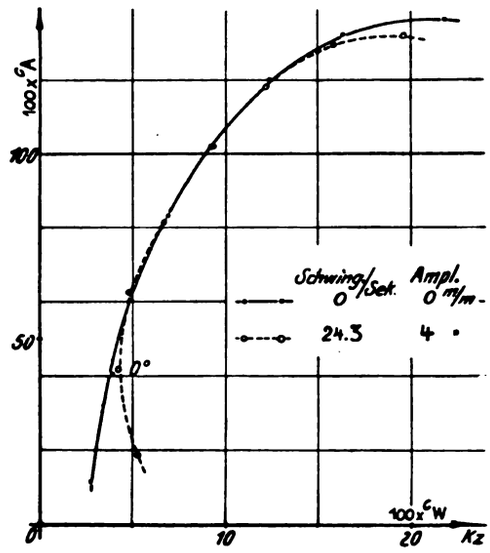


Abb. 3.

Versuchsreihen stark voneinander ab, so daß ein unmittelbarer Vergleich nicht gut möglich ist. Die anderen Punkte der Flügelcharakteristiken zeigen nur geringe Abweichungen, die innerhalb der Meßgenauigkeit liegen.

Eine Änderung der Auftrieb- oder Rücktriebgröße tritt mithin auch beim bewegten Flügel nicht ein, falls dessen Unterseite in Schwingungen der angegebenen Größe und Zahl versetzt wird; ein Ergebnis, das auf Grund theoretischer Erwägungen zu erwarten war.

Der Schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel.

Von Walter Birnbaum, Berlin.

Der Flügelbruch des Dessauer Eindeckers beim letzten Rhönwettbewerb hat Rechnungen aktuell gemacht, die ich unter Anleitung von Professor Prandtl als Göttinger Dissertation ausgeführt habe. Auf Wunsch meines verehrten Göttinger Lehrers berichte ich im Folgenden auszugsweise über diese Arbeit und werde mich dabei bemühen, den Bedürfnissen der Technik nach Möglichkeit Rechnung zu tragen. Ich brauche mich zu dem Zwecke bei der Durchführung der Rechnung nicht aufzuhalten, denn diese ist ausführlich zu finden in der Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 3, 1923, S. 290 (Die tragende Wirbelfläche) und Bd. 4, 1924. (Das ebene Problem des schlagenden Flügels). Die Rechnungen gelten streng für das zweidimensionale Problem der Tragflügeltheorie und lassen sich mit um so besserer Näherung auf den endlich langen Flügel anwenden, je größer dessen Seitenverhältnis ist. Die bei kleinen Schlagbewegungen, d. h. erzwungenen Schwingungen, zu den schon vorhandenen noch hinzukommenden Luftkräfte sind in erster Näherung ebenso groß wie die im gleichen Falle bei einer ebenen Fläche mit dem mittleren Anstellwinkel null auftretenden Luftkräfte, so daß es genügt, eine solche zu behandeln. Der Querschnitt dieses ebenen Flügels mit der Ordinate y erstrecke sich von $x = -\frac{1}{2}\,l$ bis $x = \frac{3}{2}\,l$ (Flügeltiefe $2\,l$), so, daß die x-Achse vom Druckmittelpunkt der stationären Bewegung, der bekanntlich in ¼ der Flügeltiefe liegt, aus in der Flugrichtung nach hinten zeigt, während die y-Achse senkrecht nach unten weist.

1. Luftkräfte und Leistung am schlagenden Flügel.

Da ich die periodischen Auftriebskräfte am schlagenden Flügel für die Stabilitätsuntersuchung eines elastisch befestigten Flügels benötige, beginne ich damit, eine Theorie des Schlagflügelpropellers zu entwickeln, die ja auch an sich schon von wissenschaftlichem Interesse ist. Ich nehme gleichzeitiges Schlagen und Drehen des Flügels (um die Achse parallel der Vorderkante durch den Ursprung) an. Von periodischen Horizontalverschiebungen sehe ich ab. Diese würden auf ein Schwanken der Stärke der horizontalen Anblasegeschwindigkeit v hinauskommen und darüber liegen schon

Digitized by Google

Untersuchungen vor. Die Flügelordinate als Funktion von x und t, die im allgemeinsten Falle (vgl. Abb. 1) die Form

$$y = p\,(t) + a\,(t) \cdot x \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

haben würde, setze ich speziell

$$\bar{y} = \frac{y}{l} = A \sin \nu t + C\,\omega\,\bar{x} \sin(\nu t + \varphi), \text{ bzw. mit } C' = C\cos\varphi,$$
$$C'' = C \sin\varphi$$
$$\bar{y} = (A + C'\,\omega\,\bar{x}) \sin \nu t + C''\,\omega\,\bar{x} \cos \nu t \quad \ldots \ldots \ldots \quad (2)$$

Hier bedeutet $\bar{x} = x/l$ die dimensionslos geschriebene Abszisse eines Flügelpunktes, $\bar{y} = y/l$ ebenso die zugehörige augenblickliche

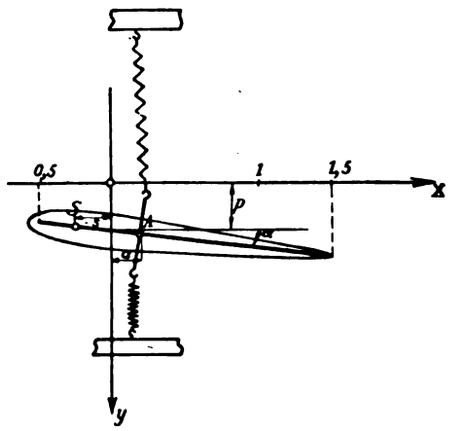


Abb. 1. Flügelbewegung.

Ordinate und φ die Phasenvoreilung der Drehschwingung vor der Schlagschwingung. ν ist das 2π-fache der Zahl der Flügelschläge pro Sekunde, also die Kreisfrequenz der Schwingung, von der ich nur die Grundschwingung untersuche (Oberschwingungen wären linear zu überlagern). An Stelle von ν führe ich gleich hier die mit ν proportionale Zahlgröße $\omega = \nu \cdot \frac{l}{v}$ ein, die natürliche oder »reduzierte« Frequenz. Diese bedeutet die Zahl der Flügelschläge auf einem Flugweg von π Flügeltiefen. Nach den Grundsätzen der Ähnlichkeitsmechanik ist ohne weiteres klar, daß frequenzabhängige Größen Funktionen von ω allein sein müssen. Meine Rechnungen sind nur für kleine Frequenzen bis $\omega = 0{,}1$ streng gültig (theoretisch wäre Konvergenz bis etwa $\omega = 0{,}6$ zu erreichen). Da im allgemeinen ω klein ist, so dürfte das indessen für die meisten Fälle ausreichen. Die Zahlgrößen A und $C\,\omega = B$ bezeichne ich als »Schlag«- bzw. »Dreh«-Amplituden. Daß ich dem Koeffizienten C noch ω als Faktor beilege, hat seinen Grund darin, daß dann bei einer »vernünftigen« Schlagbewegung A und C von gleicher Größenordnung werden. Im Falle $C'' = -A$ z. B. beschreibt der Druckmittelpunkt im Raume eine Sinuslinie, deren Tangente in jedem Punkte durch die dort vorhandene Flügelrichtung gegeben ist. Der Flügel schmiegt sich dann seiner Wellenbahn nach Möglichkeit an, er gleitet gewissermaßen über eine wellenförmige Strömung, ein Fall, den ich noch näher betrachten werde.

Um die bei dieser Bewegung geweckten Luftkräfte, die zu den ohne dieselbe (also im zeitlichen Mittel) schon vorhandenen noch hinzukommen, abzuschätzen, sei die »Anblaserichtung« jedes Flügelelements festgestellt. Das Element mit der Abszisse x hat die Vertikalgeschwindigkeit (positiv nach unten)

$$w = A\,l\,\nu \cos \nu t + C\,\omega\,x\,\nu \cos(\nu t + \varphi).$$

Die Relativgeschwindigkeit v_r des ungestört gedachten Luftstromes gegen das Element besteht also aus einer wagerecht gerichteten Komponente v und einer positiv nach aufwärts gerichteten Komponente w, hat also die Richtung α_0 schräg nach oben (vgl. Abb. 2):

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \frac{w}{v} = \bar{w} = A\,\omega \cos \nu t + C\,\omega^2\,\bar{x} \cos(\nu t + \varphi) \quad \ldots \quad (3)$$

Bezüglich der Luftkräfte sei nun angenommen, daß diese dieselben seien wie bei einem wagerecht angeblasenen Flügel, dessen Elemente von dem (ungestört gedachten) wagerechten Luftstrome ebenso getroffen werden, wie die des schlagenden Flügels von dem relativen Luftstrome. Da dann der »Anstellwinkel« der einzelnen Flügelelemente wegen des mit x veränderlichen w verschieden ist, muß dem Vergleichsflügel eine entsprechende zusätzliche (und mit ν periodische) Krümmung erteilt werden, damit die Vorschrift über den Anstellwinkel von jedem Element erfüllt wird. Der Betrag dieser Krümmung wird

$$\frac{1}{R} = \frac{d}{dx}(\operatorname{tg} \alpha_0) = \frac{1}{l}\,C\,\omega^2 \cos(\nu t + \varphi) \quad \ldots \quad (4)$$

Die Steigung der Flügelsehne gegen die Wagerechte ist

$$a = \frac{dy}{dx} = C\,\omega \sin(\nu t + \varphi),$$

also ist der Anstellwinkel gegen die Relativströmung (bei Verwechslung des Winkels mit seiner Tangente, was im Bereiche kleiner Winkel zulässig ist)

$$\bar{\alpha} = \frac{w_m}{v} + \frac{dy}{dx} = \alpha_{0m} + a \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

w_m (α_{0m}) ist der Mittelwert von w (α_0), der mit dem Wert für die Flügelmitte $\left(\bar{x} = \frac{1}{2}\right)$ übereinstimmt.

Für einen Flügel vom Anstellwinkel $\bar{\alpha}$ und der Krümmung $\frac{1}{R}$ kann man die Auftriebs- und Momentbeiwerte (diesen bezogen auf den Ursprung in $\frac{1}{4}$ der Flügeltiefe von vorn) ansetzen:

$$c_a = a + b\,\bar{\alpha} + c\,\frac{l}{R};\quad c_m = a' + b'\,\bar{\alpha} + c'\,\frac{l}{R} \quad \ldots \quad (6)$$

Dabei findet man nach der theoretischen Hydrodynamik für die Koeffizienten:

$$a = a' = b' = 0.\quad b = 2\pi.\quad c = \pi.\quad c' = \frac{1}{2}\pi \quad \ldots \quad (7)$$

Diese Rechnung ist nicht ganz korrekt. Mit der Änderung des Auftriebs gehen Änderungen der Zirkulation Hand in Hand, die ein periodisches Abstoßen von Wirbeln an der Flügelhinterkante im Gefolge haben. Diese Wirbel wirken auf die Strömung zurück und ändern den Zustrom zum Flügel etwas. Ich habe in meiner oben zitierten Dissertation Rechnungen durchgeführt, die diese Umstände berücksichtigen. Hier mag nur das Endergebnis insofern Verwendung finden, als die Kurven der Diagramme sich auf die genauen Betrachtungen einschließlich dieses Wirbeleinflusses beziehen und die genauen Resultate zur Ergänzung der hier gegebenen Näherung mitgeteilt werden. Durch Einsetzen sämtlicher Beziehungen in den Ansatz 6 erhält man schließlich die periodischen Beiwerte c_a und c_m, und damit bei der Flügelbreite b[1]) die Schwankungen K

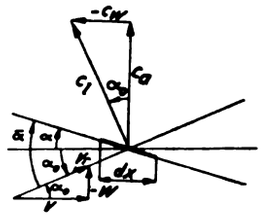


Abb. 2. Relativer Anstellwinkel eines Flügelelementes $d\,x$.

und M von Auftrieb und Moment, die den Mittelwert Null haben, in der Form

$$K = \frac{\varrho}{2} v^2 \cdot 2\,l\,b \cdot c_a;\quad M = \frac{\varrho}{2} v^2 \cdot 2\,l^2\,b \cdot c_m \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

$$\left.\begin{aligned} c_a &= \pi\,(A\,k_\alpha' + C'\,k_\gamma' - C''\,k_\gamma'') \sin \nu t \\ &\quad + \pi\,(A\,k_\alpha'' + C'\,k_\gamma'' + C''\,k_\gamma') \cos \nu t = |c_a| \cdot \sin(\nu t + \varphi_a) \cdot \\ c_m &= \pi\,(A\,m_\alpha' + C'\,m_\gamma' - C''\,m_\gamma'') \sin \nu t \\ &\quad + (A\,m_\alpha'' + C'\,m_\gamma'' + C''\,m_\gamma') \cos \nu t = |c_m| \sin(\nu t + \varphi_m) \cdot \end{aligned}\right\} \quad (9)$$

Die k und m sind die frequenzabhängigen Größen (vgl. die Zahlentafel). Es ist praktisch, die Beiwerte so wie die sinusförmigen Ströme in der Wechselstromtechnik aufzutragen, d. h. als Zeitvektoren der Länge $|c_i|$ mit der Voreilung φ_i gegenüber der schlagen den Komponente A. Das ist in Abb. 3 geschehen, wo die Endpunkte der genannten Vektoren als Kurven mit dem Parameter ω aufgetragen sind, einmal für den Fall $\pi A = 1$, $C = 0$ und einmal für den Fall $A = 0$, $\pi C' = 1$, $C'' = 0$. Aus den Kurvenpunkten für ein gegebenes ω lassen sich die Vektoren für c_a und c_m bei gegebenen Werten für A, C und φ nach bekannten Methoden graphisch konstruieren. Mitunter ist es erwünscht, Fälle gleicher Schlaggeschwindigkeit $A\,\omega$ zu vergleichen. Ihnen entsprechen Fälle gleicher Drehamplitude $C\,\omega = B$. Setzt man $A\,\omega = \bar{A}$, so gelten für c_a und c_m dieselben Formeln wie oben mit $\bar{A}$ und B, wenn man an Stelle

[1]) Flügelfläche $F = 2\,lb$.

Digitized by Google

Zahlentafel errechneter Beiwerte für Auftrieb und Widerstand.

ω	0,02	0,04	0,06	0,08	0,10	0,12
k_α'	0,00 262	0,00 773	0,01 351	0,01 892	0,02 317	0,02 572
k_α''	0,03 852	0,07 387	0,10 605	0,13 532	0,16 182	0,18 601
k_γ'	0,03 861	0,07 449	0,10 806	0,13 982	0,17 029	0,19 989
k_γ''	—0,00 184	—0,00 468	—0,00 694	—0,00 787	—0,00 710	—0,00 452
m_α'	—0,0002	—0,0008	—0,0018	—0,0032	—0,0050	—0,0072
m_α''	0	0	0	0	0	0
m_γ'	—0,00 0003	—0,00 0024	—0,00 0081	—0,00 0192	—0,00 0375	—0,00 0648
m_γ''	0,0004	0,0016	0,0036	0,0064	0,0100	0,0144
$\omega^{-2}\, w_{\alpha\alpha}$ . . .	—0,9336	—0,8684	—0,8073	—0,7514	—0,7014	—0,6576
$\omega^{-2}\, w_{\alpha\gamma}'$ . . .	0,02 369	0,03 209	0,03 480	0,03 419	0,03 150	0,02 752
$\omega^{-2}\, w_{\alpha\gamma}''$ . . .	—0,4529	—0,4094	—0,3707	—0,3371	—0,3089	—0,2862
$\omega^{-2}\, w_{\gamma\gamma}$ . . .	0,02 924	0,05 414	0,07 468	0,09 088	0,10 273	0,11 024
$\omega^{-2}\, l_{f\alpha\alpha}$ . . .	0,9631	0,9233	0,8837	0,8455	0,8091	0,7750
$\omega^{-2}\, l_{f\alpha\gamma}'$ . . .	—0,02 306	—0,02 958	—0,02 914	—0,02 414	—0,01 579	—0,00 490
$\omega^{-2}\, l_{f\alpha\gamma}''$ . . .	0,48 235	0,4643	0,4471	0,4312	0,4166	0,4036
$\omega^{-2}\, l_{f\gamma\gamma}$ . . .	0,0002	0,0008	0,0018	0,0032	0,0050	0,0072

von k und m die aus diesen durch Division mit ω erhaltenen Werte $\bar{k}$ und $\bar{m}$ setzt. Die entsprechenden Diagramme sind in Abb. 4 gegeben, aus der allerdings wegen des verkürzten Maßstabes der Phasenwinkel φ_i nicht direkt erhalten werden kann. Ohne Berücksichtigung der freien Wirbel erhielte man nach der oben durchgeführten Näherungsrechnung

$$\bar{k}_\alpha' = 0,\ \bar{k}_\alpha'' = 2,\ \bar{k}_\gamma' = 2,\ \bar{k}_\gamma'' = 0;\ m_\alpha = 0,\ m_\gamma' = 0,\ m_\gamma'' = \frac{1}{2}\,\omega^2 \quad \ldots\ldots\ (10)$$

Aus den Diagrammen erkennt man nun sofort, daß die Wirkung der freien Wirbel in einer Verkleinerung und einer

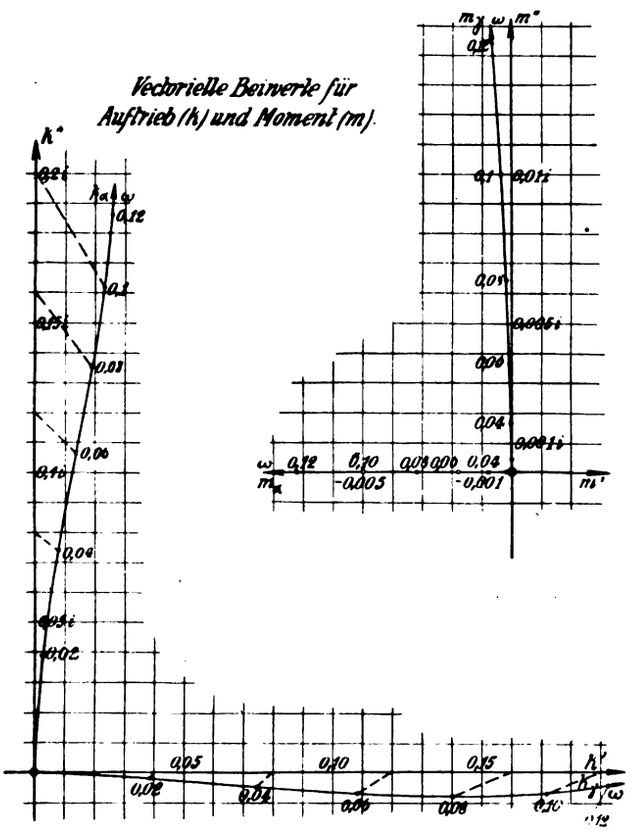


Abb. 3. Vectorielle Beiwerte für Auftrieb (k) und Moment (m).

Phasenverzögerung der Auftriebsschwankungen besteht. Im Falle des oben erwähnten »Gleitens« über eine Wellenbahn sind die c_a- und c_m-Komponenten

$$k' = 2\,\omega^2,\quad k'' = 0{,}268\,\omega^3,\quad m' = {}^1/_2\,\omega^2,\quad m'' = {}^3/_8\,\omega^3,$$

klein von zweiter Ordnung in ω, das Gleiten erfolgt also erwartungsgemäß fast luftkraftfrei.

Klein von zweiter Ordnung ist auch der durch das Band der freien Wirbel »induzierte Widerstand«. Dieser ist aber insofern vom Auftrieb verschieden, als er zwar periodisch, aber nicht mehr rein periodisch ist. Das Auftreten eines Widerstandes, der vor allem auch negativ, d. h. zum Vortrieb werden kann, erklärt sich dadurch, daß im ebenen Problem die Luftkraft immer senkrecht zur Anblaserichtung der ungestört gedachten Strömung steht. Während also im stationären Falle der Widerstand immer Null ist, müssen wir beim schlagenden Flügel die senkrecht zur relativen Anblaserichtung stehende Luftkraft mit dem Beiwert c_l in die Auftriebskomponente senkrecht zur Flugrichtung und die Wider-

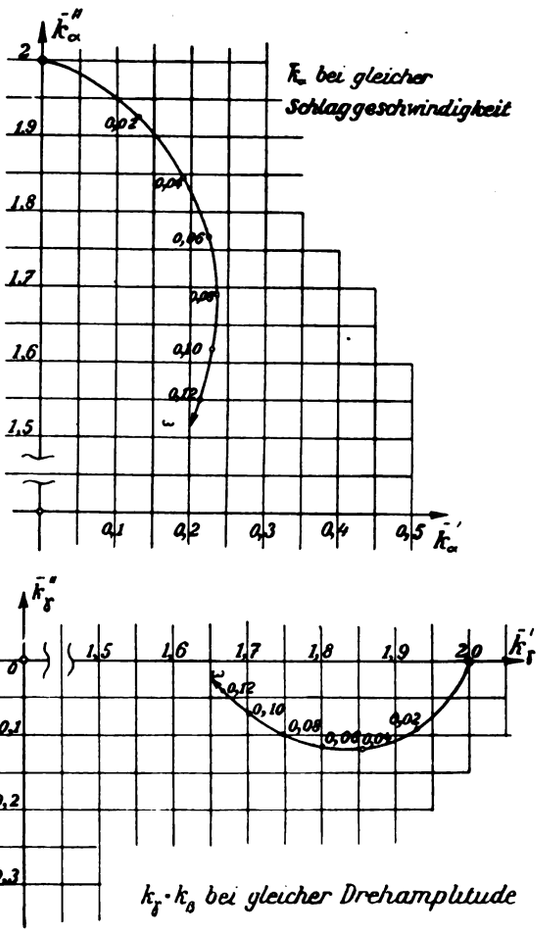


Abb. 4. Auftrieb und Moment bei gleicher Schlaggeschwindigkeit bzw. Drehamplitude.

standskomponente in dieser zerlegen (Abb. 2). Berücksichtigt man nur die Glieder erster Ordnung in α_0, so bleibt der Auftriebsbeiwert identisch mit dem oben gerechneten Luftkraftbeiwert, während der Widerstandbeiwert durch

$$c_w = -\,a_0\, c_a \quad \ldots\ldots\ (11)$$

gegeben ist. Sowohl a_0 als auch c_a enthalten hier Sinus- und Kosinusfunktionen der Zeit. Da also die periodischen Glieder quadratisch auftreten, so ist (anders wie beim Auftrieb) ein von Null verschiedener zeitlicher Mittelwert vorhanden, der auch nega-

Digitized by Google

tiver Werte fähig ist, entsprechend dem erwarteten Vortrieb. Da die Schwankungen des Widerstandes nicht von Interesse sind, so gebe ich nur den Beiwert des mittleren Widerstandes an. Dieser ist eine quadratische Form in den Bewegungsamplituden:

$$c_w = \pi\,(A^2 w_{\alpha\alpha} + 2\,A\,C'\,w_{\alpha\gamma'} + 2\,A\,C''\,w_{\alpha\gamma''} + C^2 w_{\gamma\gamma}) \quad . \quad (12)$$

Bezogen auf gleiche Schlaggeschwindigkeit $\overline{A}$ bzw. den Parameter B sind die Koeffizienten zusammen mit den sofort zu besprechenden Leistungskoeffizienten in Abb. 5 aufgetragen und in der Zahlentafel verzeichnet. Man erkennt, daß danach Widerstand bzw. Vortrieb etwaş schwächer anwachsen als ω^2, wie nach Knoller-Betz zu erwarten wäre. Die Wirkung der freien Wirbel ist hier übrigens so groß, daß nach der oben durchgeführten elementaren Methode nur $w_{\alpha\alpha}$ richtig herauskommt, von $w_{\gamma\gamma}$ wird schon die Größenordnung falsch.

Die im Band der freien Wirbel hinter dem Flügel zurückbleibende Energie erfordert Arbeitsaufwand L pro Sekunde. Dieser setzt sich zusammen aus der Arbeit, die man für die periodische Bewegung des Flügels aufwenden muß und der Arbeit, die ein

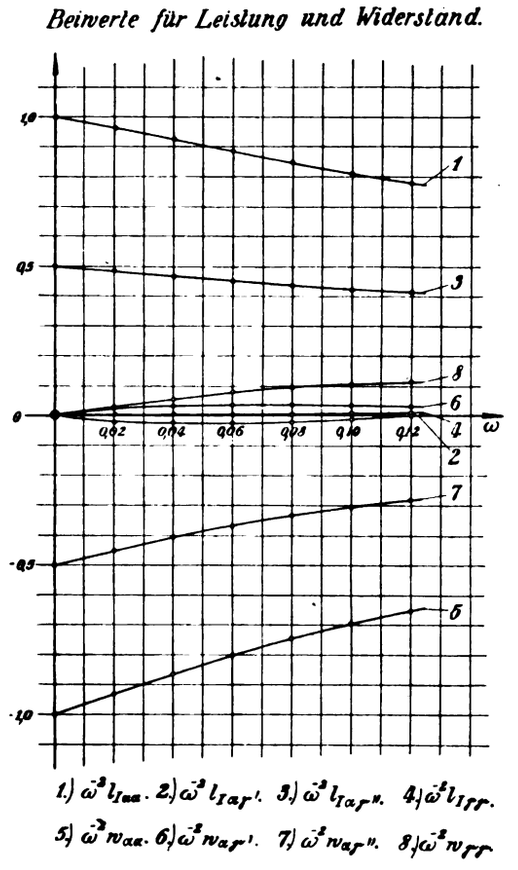


Abb. 5. Beiwerte für Leistung und Widerstand, l_l ist im Text mit l_f bezeichnet.

Propeller gegen den Widerstand W leisten muß. Die zugehörigen Leistungen bezeichne ich mit L_f und L_p und schreibe sie mit entsprechenden Leistungsbeiwerten in der Form $L = \frac{\varrho}{2} v^3 F c_l$, wo c_l außer l noch denselben Index erhält wie L. Ähnlich wie bei c_w ist

$$c_l = \pi\,(A^2 l_{\alpha\alpha} + 2\,A\,C'\,l_{\alpha\gamma'} + 2\,A\,C''\,l_{\alpha\gamma''} + C^2 l_{\gamma\gamma}) \quad . \quad (13)$$

Dabei ist natürlich

$$l_{ik} = w_{ik};\ i, k = \alpha, \gamma', \gamma'', \gamma.$$

Ich komme nun zur Diskussion der Vortriebs-Verhältnisse und zur Definition von »Wirkungsgraden«. Zunächst interessiert der Fall, wann überhaupt Vortrieb eintritt. Da ist zu sagen, daß eine reine Drehschwingung um irgendeine vom Druckmittel nicht zu weit entfernte Achse nie Vortrieb ergeben kann. Dagegen erzeugt eine reine Schlagschwingung ($C = 0$) schon beträchtlichen Vortrieb, der noch wesentlich vergrößert wird, wenn eine um 90° voreilende Drehschwingung hinzutritt (wenn also die Phase um etwa 180° gegen den Fall des Gleitens versetzt ist). Hier ergeben sich nämlich besonders große relative Anstellwinkel im geeigneten Zeitpunkte. Natürlich ist in Wirklichkeit durch das Abreißen der Strömung, das vermieden werden muß, eine Grenze gezogen. Der Vortrieb ist als Funktion von ω ein Maximum, wenn ein gewisses Verhältnis der Amplituden $C/A = c$ und ein gewisser Phasenwinkel φ eingehalten werden. Beide bestimmen sich aus

$$\frac{C'}{A} = c' = -\frac{w_{\alpha\gamma'}}{w_{\gamma\gamma}};\quad \frac{C''}{A} = c'' = -\frac{w_{\alpha\gamma''}}{w_{\gamma\gamma}}.$$

Es ist dann

$$-c_w = A^2\pi\left(-w_{\alpha\alpha} + \frac{w_{\alpha\gamma'}^2 + w_{\alpha\gamma''}^2}{w_{\gamma\gamma}}\right) =$$
$$= A^2\frac{\omega}{2}\left(1 + \frac{\omega}{\pi} + \frac{\omega^2}{\pi^2}\left(1 + \frac{3}{4}\pi^2\right) + \ldots.\right) \quad . \quad (14)$$

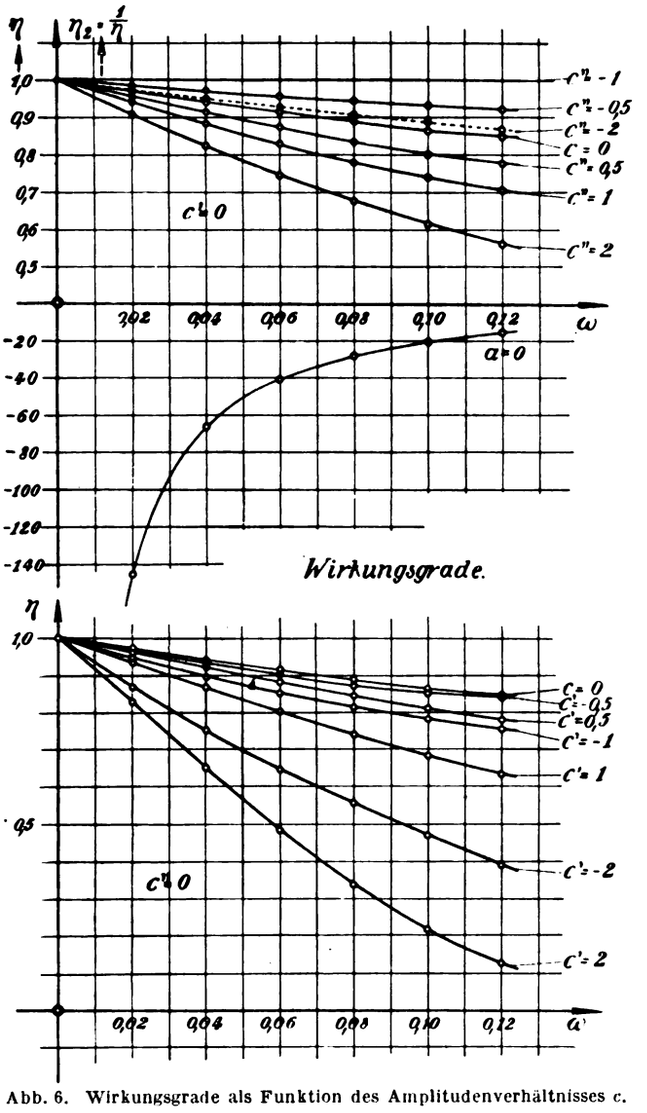


Abb. 6. Wirkungsgrade als Funktion des Amplitudenverhältnisses c.

Ist nun c_w negativ, so dient ein Teil der Leistung L_f dazu, die Vortriebsleistung $-L_p$ gegen schädliche Widerstände aufzubringen, der Rest geht im Wirbelbande verloren. Als »Wirkungsgrad« des Schlagpropellers hat man also dann

$$\eta_1 = -\frac{L_p}{L_f} = 1 - \frac{L}{L_f} = 1 - \frac{c_l}{c_{lf}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

anzunehmen.

Weiter kann der Fall eintreten, daß c_w und damit l_p positiv ist, und i. a. größer als l_f. Dann reicht l_f nicht aus, um den Widerstand zu überwinden und es muß ein Zusatzpropeller in Wirkung treten, wenn die entsprechende Flügelbewegung stationär bleiben soll. η_1 verliert dann seinen Sinn und wird negativ.

Drittens kann der zunächst sehr überraschende Fall eintreten, daß l_f negativ wird. Dann ist natürlich erst recht ein Hilfspropeller oder ein sonstiger Energievorrat des Flugzeugs zur Erhaltung des Bewegungsgleichgewichts notwendig. Von dessen Leistung geht ein Teil in den freien Wirbeln verloren, der andere fließt in die Flügelbewegung und dient dazu, die Widerstände des Flügelmechanismus zu überwinden oder die Energie der Bewegung, d. h. die Amplitude der Schwingung zu vergrößern. Hiermit meldet sich der Fall der später zu behandelnden dynamisch instabilen Schwingungen des Flügels an. Als Wirkungsgrad der Leistungs-

Digitized by Google

aufnahme durch den Flügel ist dann der reziproke Wert des oben definierten Wirkungsgrades zu bezeichnen:

$$\eta_2 = \frac{1}{\eta_1} = -\frac{c_{1f}}{c_{1p}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (16)$$

Ähnlich wie oben für den Vortrieb erhält man auch für die Leistungsaufnahme ein Maximum bei jeder Frequenz ω. Das zugehörige Amplitudenverhältnis (es muß für Leistungsaufnahme immer $C > A$ sein) und die Phase, die in der Nähe des luftkraftfreien Gleitens liegt (90° Nacheilung), folgen aus

$$c' = -\frac{l_{f\alpha\gamma}}{l_{f\gamma\gamma}};\quad c'' = -\frac{l_{f\alpha\gamma''}}{l_{f\gamma\gamma}}.$$

Damit wird

$$-c_{1f} = A^2\pi\left(-l_{f\alpha\alpha} + \frac{l_{f\alpha\gamma}{}^2 + l_{f\alpha\gamma''}{}^2}{l_{f\gamma\gamma}}\right)^2 =$$

$$= A^2\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi^2}{2}\omega - \pi\omega^2(\ldots) - \ldots\right) \quad \ldots\ldots \quad (17)$$

Über den Wirkungsgrad des Schlagflügelpropellers geben die Abb. 6 und 7 genügend Auskunft. η_1 ist bei $A = 0$ stets negativ

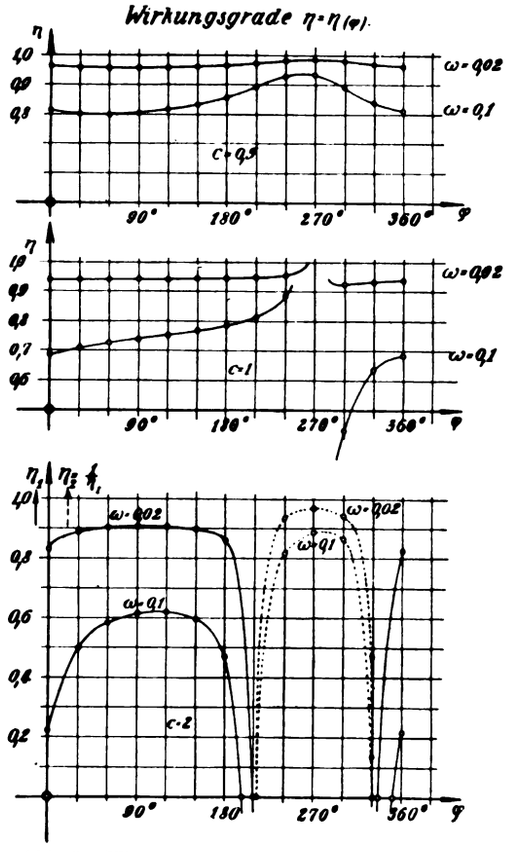


Abb. 7. Wirkungsgrade als Funktion der Phase φ.

und dasselbe gilt bei Drehung um eine nicht zu ferne Achse, d. h. wenn $\varphi = 0$ und $\lim_{\omega=0} A = 0$ ist. Treten diese Fälle nicht ein, so ist im allgemeinen $\eta_1 > 0$, bzw. es tritt η_2 in Kraft. Weiter ist in diesen Fällen $\lim_{\omega=0} \eta = 1$. Speziell verkleinert eine gleichphasige Drehung ($c'' = 0$, $c' \neq 0$) den bei $c = 0$ vorhandenen Wirkungsgrad. Dasselbe tritt ein bei um 90° voreilender Drehung ($c' = 0$, $c'' > 0$), während eine um 90° nacheilende Drehung ($c' = 0$, $c'' < 0$) η_1 verbessert, solange nicht η_2 an dessen Stelle tritt (bei $c'' < -1$). Der Wirkungsgrad verschlechtert sich mit wachsender Frequenz, und dasselbe gilt, wenn ohne Frequenzerhöhung eine geeignete, den Vortrieb steigernde, Drehkomponente zugefügt wird; er verschlechtert sich hiernach schlechthin, wenn der Vortrieb bei gleichem A an sich erhöht wird. Eine Verbesserung des Wirkungsgrades ist also nur durch Erhöhung der Schlagamplitude und Verkleinerung der Frequenz oder der Drehamplitude (wenn die Größe des Vortriebs an sich gegeben ist) möglich.

2. Der elastisch gelagerte Flügel mit zwei Freiheitsgraden.

Oben wurde schon gestreift, daß die Flügelleistung, d. h. c_{1f}, auch negativ werden kann. Dieses Ergebnis regt dazu an, die dynamische Stabilität eines schwingungsfähigen Flügels zu untersuchen, der an einem im übrigen in gleichförmiger Translation befindlichen Flugzeug elastisch befestigt ist. Da nun bei reiner Schlagbewegung ($C = 0$) oder bei Drehschwingung um eine nicht zu ferne Achse ($C'' = 0$) c_{1f} nie negativ wird, so muß man schließen, daß ein elastischer Freiheitsgrad nicht hinreicht, um Instabilität zu ermöglichen, denn der Flügel nimmt nur dann wesentlich Energie zur Erhöhung seiner Amplituden aus dem Luftstrome auf, wenn seine Drehung um etwa 90° seinem Schlage nacheilt. Ich untersuche also im folgenden einen Flügel, der sowohl gegen Verschiebung in der y-Richtung, als auch gegen Verdrehung gefedert ist und dessen Eigen-Schlag- und -Drehschwingungen miteinander gekoppelt sind. Wendet man die Untersuchungen des ebenen Problems auf ein passend gewähltes Stück der Enden eines endlich langen Flügels als erste Näherung an, so entspräche dem ersten Freiheitsgrad die Biegungs-, dem zweiten die Torsionselastizität des Flügels. Für die Rechnung darf ich annehmen, daß der Flügel auf nur einem Holme, der »elastischen Achse« mit der Abszisse $a = l\bar{a}$, gelagert ist und mit der Direktionskraft c kg/m gegen Verschiebung um 1 m, sowie mit dem Direktionsmoment $\gamma = q^2 c = l^2\bar{q}^2 c$ kgm gegen Verdrehung um den Bogen Eins gefedert ist (vgl. Abb. 1). Wie ein irgendwie anders gelagerter Flügel auf ein solches System »reduziert« wird, ist einfach einzusehen und von Fall zu Fall zu untersuchen. Als Beispiel will ich die Reduktionsformeln für zwei Holme mit den Abszissen x_1 und x_2, den Direktionskräften c_1 und c_2 und den Direktionsmomenten γ_1 und γ_2 angeben. Es ist dann

$$c = c_1 + c_2,\ a = \frac{c_1 x_1 + c_2 x_2}{c_1 + c_2},\ \gamma = \gamma_1 + \gamma_2 + \frac{c_1 c_2}{c_1 + c_2}(x_2 - x_1)^2,$$

und man gewinnt diese Formeln, indem man bei einer ganz beliebig angenommenen Lage des Flügels, $y = p + \alpha x$ die elastische Kraft und ihr Moment mit den gegebenen und den gesuchten Konstanten ansetzt und beide Ausdrücke in p und α identisch gleichsetzt. Es sei nun G in kg das Gewicht des Flügels bzw. Flügelstücks, das ich der Rechnung zugrunde legen will, F seine Fläche, $s = l\bar{s}$ die Abszisse seines Schwerpunktes und $\Theta = \frac{G}{g} r^2$, $r^2 = l^2\bar{r}^2$ sein Trägheitsmoment um die der Vorderkante parallele Achse durch den Schwerpunkt. Schreibe ich statt des oben meist benutzten C wieder B, so lautet die Flügelordinate

$$y = A\, l \sin\nu t + B\, l\, \bar{x} \sin(\nu t + \varphi) = A \cdot y_a + B l \bar{x}\, y_b.$$

Da es sich nun um die Untersuchung angefachter bzw. gedämpfter Schwingungen handelt, so setze ich für A und B ein Exponentialgesetz an, nämlich $A = A_0 e^{\beta\frac{vt}{l}}$, $B = B_0 e^{\beta\frac{vt}{l}}$. Nun sind die Federkraft und ihr Moment im Ursprung

$$K = -c(A\, y_a + B\, a\, y_b),\ M = -c\, a\, A\, y_a - (c\, a^2 + \gamma) B\, y_b \quad (18)$$

Entsprechend lauten Impuls und Drehimpuls im Ursprung

$$I = \frac{G}{g}\frac{d}{dt}(A\, y_a + s\, B\, y_b),\ U = \frac{G}{g} s \frac{d}{dt}(A\, y_a) +$$

$$+ \left(\frac{G}{g} s^2 + \Theta\right)\frac{d}{dt}(B\, y_b) \ldots.$$

Fügt man zu $-K$ nun noch die im ersten Teil berechneten Kräfte des Flügels auf die Luft hinzu, so lauten die Bewegungsgleichungen des Flügels:

$$\frac{d}{dt} I + \frac{\varrho}{2} v^2 F c_a - K = 0,\ \frac{d}{dt} U + \frac{\varrho}{2} v^2 F c_m - M = 0,$$

(c_a und c_m variabel, wie oben berechnet).

Die in der Originalarbeit durchgehends benutzte komplexe Darstellungsweise der Vorgänge habe ich bisher umgangen, weil diese Methode vielen Ingenieuren nicht geläufig ist. Für die folgende Rechnung ist sie unumgänglich, es genügt aber, darüber kurz Folgendes zu sagen: Aus den Zahlen β und ω bilde ich mit $i = \sqrt{-1}$ die Zahl $\omega' = \beta + i\omega$ und nenne sie »komplexe Frequenz«. Diese führe ich in meine Formeln ein und erhalte mit den dimensionslosen Größen »Eigenfrequenz des Schlages« ω_0 und »reduzierte Luftdichte« ϱ_0

$$\omega_0^2 = c \cdot \frac{l^2}{v^2} \cdot \frac{g}{G};\ \varrho_0 = \pi \frac{l \cdot g}{G} \cdot \frac{\varrho}{2} F \quad \ldots\ldots \quad (19)$$

aus den Bewegungsgleichungen das folgende homogene lineare Gleichungssystem für A und B:

$$A_0(\omega'^2 + \omega_0^2 + \varrho_0 k_\alpha) + B_0(\bar{s}\,\omega'^2 + \bar{a}\,\omega_0^2 + \varrho_0 k_\beta) = 0,$$

$$A_0(\bar{s}\,\omega'^2 + \bar{a}\,\omega_0^2 + \varrho_0 m_\alpha) + B_0[(\bar{r}^2 + \bar{s}^2)\omega'^2 + (\bar{a}^2 + \bar{q}^2)\omega_0^2 + \varrho_0 m_\beta] = 0 \quad \ldots\ldots \quad (20)$$

Digitized by Google

Lassen sich aus beiden Gleichungen A und B, d. h. ihr Verhältnis eindeutig bestimmen, so ist die Lösung des Problems mit diesem Verhältnis auf Grund des Ansatzes gegeben. Die Bedingung der Existenz von Lösungen ist das Verschwinden der Gleichungsdeterminante, und das liefert die Gleichung für die zwei möglichen komplexen Frequenzen. Da es hier nicht auf die Form der kleinen Schwingungen ankommt, so will ich diese hier nicht weiter diskutieren, sondern sofort auf die Dämpfung bzw. Anfachung der Schwingungen zusteuern. Die Periodengleichung lautet

$$\begin{aligned}\Delta = r^2\omega'^4 + \delta\omega_0^2\omega'^2 + \bar{q}^2\omega_0^4 + \varrho_0\omega'^2[(\bar{r}^2+\bar{s}^2)k_\alpha - \bar{s}\,k_\beta - \bar{s}\,m_\alpha + m_\beta] \\ + \varrho_0\omega_0^2[(\bar{a}^2+\bar{q}^2)k_\alpha - \bar{a}\,k_\beta - \bar{a}\,m_\alpha + \\ + m_\beta] + \varrho_0^2(k_\alpha m_\beta - k_\beta m_\alpha) = 0 \quad (21)\end{aligned}$$

wobei

$$\delta = (\bar{s}-\bar{a})^2 + \bar{r}^2 + \bar{q}^2 > 0 \text{ ist.}$$

ist. Diese Gleichung ist nach ω' aufzulösen und dabei zu bedenken, daß k_α, k_β, m_α, m_β Funktionen der komplexen Frequenz ω' sind, so daß nur eine genäherte Lösung des Problems möglich ist. Hat eine der Wurzeln oder beide positiven Realteil β, so nehmen die kleinen Schwingungen des Systems unbegrenzt zu, d. h. wir haben den Fall der dynamischen Instabilität, der unter Umständen zum Bruch des Flügels führen kann. Eine erste Faustformel erhält man, wenn man ohne Berücksichtigung der freien Wirbel, wie oben ausgeführt, die k_i und m_i bestimmt. Dann ist nämlich

$$k_\alpha = 2\omega' \qquad m_\alpha = 0,$$
$$k_\beta = 2(1+\omega') \qquad m_\beta = {}^1/_2\,\omega'.$$

Die Periodengleichung erhält damit die Form

$$a'\omega'^4 + b'\omega'^3 + c'\omega'^2 + d'\omega' + e' = 0 \quad \ldots \quad (22)$$

Dabei ist gesetzt

$$a' = \bar{r}^2 > 0,$$
$$b' = 2\varrho_0\left[\bar{r}^2 + \left(\bar{s} - \frac{1}{2}\right)^2\right] > 0,$$
$$c' = \delta\omega_0^2 - 2\varrho_0\bar{s} + \varrho_0^2,$$
$$d' = 2\varrho_0\left[\bar{q}^2 + \left(\bar{a} - \frac{1}{2}\right)^2\right] > 0,$$
$$e' = \omega_0^2[\bar{q}^2\omega_0^2 - 2\varrho_0\bar{a}].$$

Die Gleichung hat nach Routh[1]) keine Wurzeln mit positiven Realteilen, wenn alle Koeffizienten positiv und zwischen ihnen noch eine bestimmte Bedingung erfüllt ist. Man muß also für stabile Lagerung des Flügels verlangen, daß c' und e' positiv sind. Da ω_0 mit wachsendem v immer kleiner wird, so ergibt sich nach dem Ausdruck für e', daß die elastische Achse nach Möglichkeit in der Flugrichtung vor dem stationären Druckmittelpunkt liegen muß, sonst tritt bei genügend hohen Fluggeschwindigkeiten so große Instabilität des Flügels auf, daß dieser ohne überhaupt zu schwingen sich aperiodisch aufrichtet und zu Bruch tordiert wird. Das tritt bei positivem $\bar{a}$ ein, sobald in den ursprünglichen Bezeichnungen

$v > \sqrt{\frac{\gamma}{\pi a F \varrho}}$ ist.

Es muß also erstens für Stabilität

$$\gamma > \varrho\pi a F v^2 \quad \ldots \quad (23)$$

sein, wo v die höchste vorkommende Fluggeschwindigkeit ist. Mit dieser Formel ist das Mindestmaß an Torsionssteifigkeit ein für alle Mal gegeben. Der Wert gilt auch für die strengste Behandlung des Problems. Es wird aber auf Grund der folgenden Kriterien γ sehr oft größer sein müssen als durch diese erste Formel angegeben wird, die ich nur anführe, weil sie das allereinfachste Kriterium darstellt.

Weiterhin kann c' für positive $\bar{s}$ eventuell negative Werte annehmen. Es ist also zweitens zu verlangen, daß auch der Schwerpunkt des Flügels möglichst vor dem Schwingungs-Druckmittelpunkt liegt. Dieser befindet sich immer in ¼ der Flügeltiefe. Praktisch ist diese Bedingung im allgemeinen nicht erfüllt. Herr Professor Prandtl schlägt vor, die Flügelspitzen nach rückwärts zu krümmen, um die gewünschte Lage zu erreichen.

Für hinreichend große Fluggeschwindigkeiten gibt es sicher immer ein Intervall positiver $\bar{s}$-Werte, innerhalb dessen dynamische Instabilität eintritt.

Nach Routh kommt nun noch als dritte Stabilitätsbedingung hinzu:

$$b'c'd' - a'd'^2 - e'b'^2 > 0$$

oder wegen $b' > 0$, $d' > 0$

$$c' > a'\frac{d'}{b'} + e'\frac{b'}{d'} \quad \ldots \quad (24)$$

[1]) Routh, Dynamics of a system of rigid bodies.

Ist dieses Kriterium neben dem positiver Koeffizienten erfüllt, so kann man den Flügel in erster Näherung als stabil gelagert ansehen. Allerdings ist dabei zu bedenken, daß eine genauere Rechnung mit Berücksichtigung der freien Wirbel die Grenzen der Instabilität im allgemeinen erweitert. Ich muß darüber auf die Originalarbeit verweisen, da die nicht ganz einfache Rechnung hier keinen Platz hat.

Als allgemeine Richtlinien für die Konstruktion schwingungssicherer Tragflügel lassen sich nun die folgenden aufstellen:

1. Der Schwerpunkt des Flügelquerschnitts mit sämtlichem Zubehör (Holme, deren relatives Gewicht in Rechnung setzen!) soll möglichst weit nach vorn gelegt werden.

2. Dasselbe gilt von der elastischen Achse.

3. Auf Grund der Tatsache, daß ein unendlich biegungssteifer und ein unendlich torsionssteifer Flügel sicher stabil sind, ergibt sich, daß es für das Verhältnis der Torsionssteifigkeit zur Biegungssteifigkeit, d. h. für die Größe $\bar{q}^2$, eine obere Grenze, oberhalb deren, sowie eine untere, unterhalb deren der Flügel stabil ist, geben muß. Zwischen beiden Grenzen liegt ein Intervall der Instabilität, nämlich dort, wo die freien Biegungs- und Torsionsschwingungen ungefähr aufeinander abgestimmt sind, so daß sich der Fall negativer Flügelleistung herausbilden kann. Mit wachsender Fluggeschwindigkeit verbreitert sich dieses Intervall der Instabilität, umgekehrt wird es bei sinkender Fluggeschwindigkeit Null und schließlich imaginär. Das heißt, wie zu erwarten war, ist der Flügel stets dann stabil, wenn die Luftkräfte in ihrer Größenordnung nicht an die elastischen Kräfte heranreichen.

Die Grenzen des »Intervalls instabiler q-Werte« sind die positiven Wurzeln einer Gleichung zweiten Grades in $\bar{q}^2$, die ich zum Schluß noch so, wie sie sich auf Grund meiner genaueren Rechnung ergibt, angeben will:

Man bestimme die Größen

$$\delta_0 = \delta - \bar{q}^2 = (\bar{s}-\bar{a})^2 + \bar{r}^2,$$
$$\lambda_0 = \lambda - 2\bar{q}^2 = 1 + 2\bar{a}^2 - 2{,}7681\,\bar{a},$$
$$\nu_0 = \nu - 0{,}7681\,\bar{q}^2 = 0{,}7681\,\bar{a}^2 - 0{,}7950\,\bar{a} + 0{,}375,$$
$$\mu = 1 + 2(\bar{r}^2 + \bar{s}^2) - 2{,}7681\,\bar{s},$$
$$\varepsilon = 0{,}7681(\bar{r}^2 + \bar{s}^2) - 0{,}7950\,\bar{s} + 0{,}375.$$

Aus der Bedingung

$$\omega_0^2(\delta + \varrho_0\nu) + \varrho_0^2 - 2\varrho_0\bar{s} > [\bar{r}^2 + \varrho_0\varepsilon + 0{,}1406\,\varrho_0^2]\cdot \frac{\lambda\omega_0^2}{\mu + 0{,}1341\,\varrho_0} + \frac{\mu + 0{,}1341\,\varrho_0}{\lambda}[\bar{q}^2\omega_0^2 - 2\varrho_0\bar{a}]$$

folgt dann mit

$$A = \varrho_0^2 - 2\varrho_0\bar{s} + \omega_0^2(\delta_0 + \varrho_0\nu_0),$$
$$B = \omega_0^2[1 + 0{,}7681\,\varrho_0],$$
$$C = \frac{\omega_0^2}{D}[\bar{r}^2 + \varrho_0\varepsilon + 0{,}1406\,\varrho_0^2],$$
$$D = \mu + 0{,}1341\,\varrho_0,$$

die Grenzwertgleichung für q:

$$(2B - 4C)\bar{q}^2 + [2A + \lambda_0(B - 4C) - D\omega_0^2]\bar{q}^2 + \\ + \lambda_0 A + 2\varrho_0 a D - \lambda_0^2 C = 0 \quad \ldots \quad (25)$$

Die Untersuchungen wurden im Windkanal der Göttinger Versuchsanstalt experimentell geprüft und ergaben Übereinstimmung mit der Theorie. Unter anderem wurde folgender Fall untersucht:

$$\bar{s} = \bar{a} = -0{,}053, \quad \varrho_0 = 0{,}00375, \quad \bar{r}^2 = 0{,}568, \quad \omega_0^2 = 0{,}00296.$$

Unsere Gleichung ergibt $\bar{q}_1^2 = 0{,}517$, $\bar{q}_2^2 = 0{,}343$. Bei verringerter Fluggeschwindigkeit, wenn z. B. $\omega_0 = 0{,}1$ wird, ergibt sich $\bar{q}^2$ bereits imaginär. Beim Versuch war $\bar{q}^2 = 0{,}570$ und der Flügel erwies sich vollkommen stabil, angeregte Schwingungen wurden um so schneller abgedämpft, je größer die Anblasegeschwindigkeit war. In einem anderen Falle war

$$\bar{s} = 0{,}027, \quad \bar{a} = -0{,}053, \quad \varrho_0 = 0{,}0032, \quad \bar{r}^2 = 0{,}520, \quad \omega_0^2 = 0{,}006209.$$

Die Grenzen der Instabilität liegen bei $\bar{q}_1^2 = 0{,}969$, $\bar{q}_2^2 = 0{,}127$. Bei Verringerung der Fluggeschwindigkeit, wenn $\omega_0 = 0{,}1$ wird, verengert sich das Intervall zu $\bar{q}_1^2 = 0{,}88$, $\bar{q}_2^2 = 0{,}20$. Der Flügel war gefedert mit $\bar{q}^2 = 0{,}373$ und zeigte sich so instabil, daß er schon nach wenigen Schwingungen an den Grenzen seines Bewegungsbereiches heftig anschlug, um so eher, wenn er mit stärkerem Wind angeblasen wurde.

3. »Dynamisches« Segeln als Resonanzerscheinung.

Von vielen Anhängern des dynamischen Segelfluges wird die Ansicht vertreten, daß die Elastizität eines Vogelflügels das energieübertragende Mittel sei, um periodische Windschwankungen in

Digitized by Google

nützliche Vortriebsarbeit zu verwandeln. Im Folgenden soll gezeigt werden, daß diese Ansicht sehr wohl etwas für sich hat, es ist aber dabei zu bedenken, daß die Größenordnung des erzielten Vortriebs wohl kaum ausreichen wird, um alle Flugwiderstände zu überwinden, und daß auch die Periode der vorhandenen Windschwankungen nur in den seltensten Fällen für den fraglichen Zweck geeignet sein wird.

Bläst man einen Flügel, der, wie im 2. Teil näher ausgeführt ist, elastisch, und zwar im gleichförmigen Luftstrome dynamisch stabil gelagert ist, mit einem Luftstrome an, der eine kleine periodische Vertikalkomponente

$$w = C\,v \sin\left(\omega \frac{v\,t - x}{l} + \varphi_c\right),\quad C\cos\varphi_c = C',\quad C\sin\varphi_c = C'' \qquad (26)$$

aufweist, wo ω irgendeine »aufgeprägte« Frequenz ist, so wird der Flügel stabile erzwungene Schwingungen dieser Frequenz ausführen. Ist ω auf die elastischen Parameter des Flügels »abgestimmt«, so tritt Resonanz ein, d. h. der Flügel schwingt mit relativ großen Amplituden und kann dabei einen wesentlichen Vortrieb erfahren. Damit ließe sich das dynamische Segeln als Resonanzerscheinung der Windschwankungen mit der Elastizität des Flügels erklären oder zum mindesten eine flugfördernde Wirkung herleiten. Die periodische Vertikalgeschwindigkeit erzeugt schon am ruhenden Flügel periodische Zirkulationen, Auftrieb, Moment sowie mittleren Vortrieb, so daß zu unsern Formeln des ersten Teils noch Glieder mit C hinzutreten. Wenn ich für die Drehamplitude wieder den Wert B benutze, so erhalten Auftrieb, Moment- und Widerstandsbeiwerte die Formen

$$\left.\begin{aligned} c_a &= \pi\,(A\,k_\alpha + B\,k_\beta + C\,k_\gamma)\,e^{\omega'\frac{v}{l}t} \\ c_m &= \pi\,(A\,m_\alpha + B\,m_\beta + C\,m_\gamma)\,e^{\omega'\frac{v}{l}t} \end{aligned}\right\} \qquad (27)$$

$$\begin{aligned} c_w = \pi\,(&A^2 w_{\alpha\alpha} + 2\,A\,B'\,w_{\alpha\beta'} + 2\,A\,B''\,w_{\alpha\beta''} + B^2 w_{\beta\beta} \\ &+ 2\,A\,C'\,w_{\alpha\gamma'} + 2\,A\,C''\,w_{\alpha\gamma''} + 2\,(B'\,C' + \\ &+ B''\,C'')\,w_{\beta'\gamma'} + 2\,(B'\,C'' - B''\,C')\,w_{\beta'\gamma''} + \\ &+ C^2 w_{\gamma\gamma}) \end{aligned} \qquad (28)$$

Auf die rechte Seite der Bewegungsgleichungen (20) treten an Stelle der Nullen die Größen $-C_{\varrho_0} k_\gamma$ und $-C_{\varrho_0} m_\gamma$, und die Gleichungen ergeben die Lösungen

$$\begin{aligned} A = \frac{\varrho_0 C}{\Delta}\cdot\Big\{ & m_\gamma\,(\bar{s}\,\omega'^2 + \bar{a}\,\omega_0^2 + \varrho_0\,k_\beta) - \\ & - k_\gamma\,[\bar{r}^2 + \bar{s}^2)\,\omega'^2 + (\bar{a}^2 + \bar{q}^2)\,\omega_0^2 + \varrho_0\,m_\beta)] \Big\} \\ B = \frac{\varrho_0 C}{\Delta}\cdot\Big\{ & k_\gamma\,(\bar{s}\,\omega'^2 + \bar{a}\,\omega_0^2 + \varrho_0\,m_\alpha) - \\ & - m_\gamma\,(\omega'^2 + \omega_0^2 + \varrho_0\,k_\alpha)\Big\} \end{aligned} \qquad (29)$$

Für rein imaginäre $\omega' = i\omega$ verschwindet im allgemeinen Δ nie. Nur dann, wenn der Flügel im gleichförmigen Luftstrome gerade auf der Grenze zwischen Dämpfung und Anfachung, also indifferent gelagert ist, wenn also Δ eine rein imaginäre Wurzel hat, treten »unendlich große« Amplituden auf. Setzt man die gefundenen Werte für A und B in die Widerstandsformel ein, so würde sich zeigen, daß der Vortrieb für bestimmte Frequenzen Resonanzmaxima hat. Da die Rechnung allgemein nicht gut durchführbar ist, sei wieder ein spezielles Beispiel gewählt. Bei den Werten

$$\bar{s} = \bar{a} = 0{,}5,\quad \bar{r}^2 = \bar{q}^2 = 0{,}5,\quad \omega_0^2 = 0{,}01,\quad \varrho_0 = 0{,}003$$

ist der Flügel eben noch dynamisch stabil gelagert. Rechne ich mit den oben angeführten Näherungswerten für k und m, zu denen noch

$$k_\gamma = -2\left(1 - \omega' + \frac{5}{8}\omega'^2\right) \qquad m_\gamma = \frac{1}{2}\omega'\left(1 - \frac{3}{4}\omega'\right)$$

hinzukommen, so ergibt sich schon für $\omega = \omega_0$ für A dem Betrage nach das 25fache des Betrages von C, ferner ist $B = -C$, was in Anbetracht der Größenordnung von B auch als groß zu gelten hat. Der erzielte Vortrieb ist etwa viermal so groß als der bei starrer Flügelbefestigung vorhandene.

Über die Größe der beim Flügelschlag überhaupt erzielten Vortriebe und Leistungen sei zum Schluß noch Folgendes angegeben. Bei einem $\omega = 0{,}1$ ergibt sich bei günstigstem Schlag des Flügels ein $c_w = -0{,}052\,A^2$, d. h. man würde bei 40 m/s Windgeschwindigkeit, 2 m Flügeltiefe, 0,5 m Schlagamplitude und 10 m Spannweite bei 0,64 Schlägen pro s (entsprechend $\omega = 0{,}1$) 26 kg Vortrieb erhalten, entsprechend einer Vortriebleistung von etwa 14 PS. Tatsächlich wird Vortrieb in dieser Höhe natürlich nicht erreicht werden, einmal wegen des Randeinflusses und der Reibung, zum andern, weil nicht der ganze Flügel die Schlagbewegung ausführen kann, sondern bei elastisch befestigten Flügeln z. B. nur die Flügelenden.

Bei doppelter Schlagamplitude erhält man die vierfache Leistung, weil sowohl die Anstellwinkel als auch die der Wellenbahn verdoppelt sind. Bei doppeltem Schlagweg und konstantem Anstellwinkel (z. B. gehe man mit diesem immer bis an die zulässige Grenze, über der Abreißen eintritt) wird die Leistung nur verdoppelt.

Bücherbesprechungen.

Über den Segelflug und verwandte Bewegungen mit besonderer Berücksichtigung biologischer Gesichtspunkte. Von Wilhelm Fröhlich, Hoheneck bei Stollberg/P. Naturwissenschaftliche Korrespondenz, Jahrg. I, Heft 6, 7 und 8.

Es ist gut, wenn ernsthafte Biologen einmal von ihrem Standpunkt aus das Segelflugproblem beleuchten. Die Stärke der vorliegenden, klar gefolgerten und aufgebauten Abhandlung ist die ausgesprochen fachliche Einseitigkeit in der Art der Betrachtungen und Folgerungen ohne Verstoß gegen die physikalischen Grundgesetze, deren qualitative Mitwirkung nicht außer Betracht gelassen werden konnte. Das Ganze ein ausgezeichnetes Gegengewicht gegen die stets drohende Stagnation, deren Grund zum Teil in extremer Einseitigkeit des »Flugtechnikers« vom Standpunkt des Biologen aus liegen möge. Doppelt begrüßenswert deshalb, eine solche Auffrischung im augenblicklichen Stadium der Entwicklung, selbst wenn sie Narkotikum ist.

Im ersten Moment klingt vieles hypothetisch. Manches wird Hypothese bleiben. Anderes wieder scheint rechnerisch und empirisch nachprüfbar. Schließlich bleibt jedenfalls eine Fülle von Anregungen, denen man sich nicht entziehen kann. Schon der bloße Gedanke, die »Fliegekunst« in der Natur mit einem rein mechanisch-pneumatischen Vorgang zu erklären, ist positiv gegenüber der vagen Annahme besonderer »Nerven« beim Vogel und deshalb ein Gewinn an sich. Es sei in dieser Verbindung auf die Steuerung von Budig-Leipzig, hingewiesen, welche Ansätze in der genannten Richtung zeigt.

Ein eingehender Diskurs mit dem Verfasser würde sich lohnen und sei hiermit angeregt. Er gibt am Schluß seiner Abhandlung folgende Zusammenfassung:

1. Der Vogel hat in seinen Schwungfedern, seinen Luftsäcken und Knochenhohlräumen sowie in seinem Kleingefieder die anatomischen Hilfsmittel, die es ihm gestatten, dem Winde Turbulenzenergie zu entnehmen, und diese Energie in mechanische Spannungsenergie der Schwungfedern, ferner der elastischen Gebilde, gegen deren Widerstand sich die Luftsäcke aufblähen lassen, der freien Binnenluft in Körperhohlräumen und des Kleingefieders zu verwandeln. Hat bei der Gegenwindböe solche Energieentnahme stattgefunden, so erfolgt in der folgenden Gegenwindflaute die Entladung dieser Spannungsenergie. Durch diese Entladung wird die Luft der Flaute in der der Segelrichtung entgegengesetzten Richtung beschleunigt und mithin der Vogel in der Flugrichtung beschleunigt.

2. Der zum Segeln erforderliche Wechsel der Schwungfederspannung wird durch einen Luftsack-Mechanismus bewirkt, der die Wirkung des Zuges der Schwere ergänzt und der Schwerezug-Komponente eine zweite in ihrer Stärke wechselnde Rückwärtszug-Komponente hinzugefügt, die unmittelbar zunächst nur auf die Handschwingen wirkt.

3. Der Luftsack-Mechanismus, bei dem das im Vogelkörper befindliche freie Gas in Schwingungen und flutende Bewegungen versetzt wird, wirkt so, daß während der Gegenwindböe der Rückwärtszug an den Flügeln und damit die Flügelspannung vermehrt wird, während dann, in der folgenden Segelphase, das während der Böe in den Vogelrumpf eingeflutete Gas wieder ausgestoßen wird und dabei durch Rückwirkung verhindert, daß der Rückwärtszug des Rumpfes an den Flügeln vorzeitig nachläßt und die in die Flügel gelegte Spannungsenergie bei ihrer Entladung vorzeitig »verpufft«.

4. Bei den Vögeln ist die Reichweite der Kleingefiederwirkung wesentlich, besonders beim Albatros.

5. Bei den Flugsauriern war die fehlende Kleingefiederwirkung ersetzt durch größere Reichweite der Flügel und stärkere Entwicklung des Luftsack-Mechanismus.

6. Es gibt auch Unterwassersegeln mit Hilfe der Wasseroberflächenwellenenergie. Offermann.

Bei Julius Springer, Berlin W 9, sind soeben die ersten Hefte der **Bibliothek des Radio-Amateurs** erschienen, die in gemeinverständlicher Darstellung alles Nähere über die Einzelheiten und inneren Zusammenhänge der drahtlosen Telegraphie bringen. Als Heraus-

Digitized by Google

geber zeichnet Dr. Eugen Nesper, aus dessen Feder der erste Band »Des Radio-Amateurs Meßtechnik« (GM. 0,90) stammt. Der zweite Band von Dr. W. Spreen »Physikalische Grundlagen der Radiotechnik« (GM. 2,50) gibt einen vollständigen Abriß der gesamten theoretischen Grundlagen, die nicht nur für jeden Funkamateur, sondern auch für jeden Funktechniker wichtig sind.

Weitere Bände befinden sich in Vorbereitung und erscheinen in kurzen Zwischenräumen. Schlee.

Das Nespersche Buch **»Der Radio-Amateur«** (Verlag Julius Springer, Berlin W 9) ist bereits in 4. Auflage erschienen (Preis: M. 10). Sowohl der Laie wie auch der Fachmann finden in diesem Buch in umfassender, klarer und leicht verständlicher Darstellung alles das, was sie über die Radiotelephonie zu erfahren wünschen. Das Nespersche Buch verbindet mit einer vorzüglichen Ausstattung sowohl an Druck wie auch an Abbildungsmaterial eine außerordentliche technische Exaktheit.

Wer sich daher mit den technischen Grundlagen des Radio-Amateurs vertraut machen und selbst dazu beitragen will, daß das Funkwesen in seinen verschiedenen Anwendungen über die bisherigen Anfänge hinausgeht, der wird das Nespersche Buch gern lesen und studieren. Schlee.

Einführung in die theoretische Physik. Mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme. Von A. Haas. 1. Bd. 3. und 4., völlig umgearbeitete und vermehrte Auflage. 1923. Berlin und Leipzig. Verlag Walter de Gruyter & Co. 8°. X und 307 S., mit 58 Abb. im Text.

Der ersten Auflage von 1918, die wir seinerzeit eingehend würdigten[1]), folgte bald eine unveränderte zweite und jetzt die dritte und vierte, die inhaltlich wesentlich vermehrt wurde, ohne daß der Umfang sich vergrößerte. Das wurde vor allem durch Zusammenfassung der mathematischen Ableitungen, durch Ausnutzen von Analogien und durch erweiterte Verwendung der Vektorrechnung erreicht. Die physikalischen Gedankengänge konnten so durchsichtiger ausgebaut werden — kurz, die Mängel, auf die wir bei der ersten Auflage hinwiesen[1]), sind beseitigt!

Zweitens war der Verfasser bestrebt, allgemeine physikalische Erkenntnisse von atomistischer Physik zu scheiden.

Drittens hat der geschichtliche Aufbau didaktischen Gesichtspunkten weichen müssen.

Selbst dem, der nur auf die Anwendungen sieht, wird die neue Auflage mehr bringen als die vorige, da sie sich der technischen Mechanik mehr nähert und z. B. die rechnerischen Grundlagen der Schwingungslehre sehr klar darstellt.

Auch vom zweiten Band soll bald eine 3. und 4. Auflage erscheinen, die sich inhaltlich anschließt. Everling.

Segelflug. Fliegen ohne Motor (Svaeveflyvning, Flyvning uden Motor). Von A. Martens. Ins Dänische übersetzt von A. Brun. 1923. Kopenhagen, Christiania, London, Berlin. Verlag Gyldendalske Boghandel. Kl. 8°, 95 S. Dazu Mappe mit 4 Bogen Zeichnungen. Preis 6 Kr. 75 Öre.

Der deutsche Rekordflieger Martens hat in dänischer Sprache ein Werkchen herausgegeben, das den Segelflug im allgemeinen, das praktische Segeln, das Entwerfen und Berechnen eines Segelflugzeuges kurz behandelt. Auch für den, der des Dänischen unkundig ist, wird die Mappe mit einem Bogen Kräfteplänen und 3 Bogen Zeichnungen des Hannoverschen Segelflugzeuges »H 5« wertvoll sein. E.

Rendiconti dell' instituto sperimentale aeronautico. Herausgeber: R. Giacomelli. Band XI (Reihe 2), Nr. 2 vom 15. August 1923.[2]) Roma, Tipografia del senato. Gr. 8°, S. 73 bis 99.

Das zweite Heft der Italienischen Versuchsanstaltsberichte bringt einen Aufsatz von Rodolfo Verduzio über »Motoreinbau in Flugzeugen«: Ausgleich der Unsymmetrien durch einen einzigen Motor, die sich in dreierlei Drehmomenten und in seitlichem Abschieben äußern.

»Versuche mit einer Verstellschraube für Spad XIII mit HS44-Motor«, auf dem Prüfstand und im Fluge, mit Lichtbildern, Schaulinien und Zahlentafeln.

Anhang: Eingehende Besprechung der luftkriegstechnischen Bücher von v. Hoeppner und Georg Paul Neumann, mit einer ausführlichen Wiedergabe des Inhaltes. Ferner wird u. a. über »Aerodynamik« von Fuchs und Hopf eingehend und im allgemeinen zustimmend berichtet. Übersicht über die englische Luftschraubentheorie und die amerikanischen Versuche. E.

Atti dell' Associazione Italiana di Aerotecnica. Herausgegeben von R. Giacomelli. Band III, Nr. 3 und 4[1]), 1923. Rom, Tipografia del Senato. 8°, S. 167 bis 230 und 231 bis 284, mit zahlreichen Abbildungen und Zahlentafeln.

Im dritten Heft bringt G. A. Crocco »Bemerkungen zur Luftschifftechnik«: 1. Bauliche und wirtschaftliche Grenze der Abmessungen, mit einem Schaubild, das das Ansteigen des Wirkungsgrades mit der Hubkraft zeigt; 2. Einfluß des Verhältnisses zwischen Volumen und Oberfläche (vergrößerte Abmessungen sind vorteilhaft); 3. Verwendung von Helium (ist für den Luftverkehr möglich und nützlich, Anlagekosten werden in 5 Jahren getilgt); 4. Gewichtersatz für den Brennstoffverbrauch (Niederschlagen von Wasser); 5. Luftschiffverankerung (neues Verfahren »gefesselter« Verankerung, leicht zugänglich).

Sodann stellt E. Pistolesi »Die neuesten Fortschritte der Treibschrauben« dar; u. a. Prandtls Schule; Versuche von Flamm über die Wirbelbänder im Schraubenstrahl; Glauerts Luftschraubenberechnung usw.

Giulio Magaldi, strömungstechnische Gesichtspunkte beim Entwerfen großer Flügel; verspannte oder freitragende Flügel? Verstecken des Motors in zwei dicken Göttinger Profilen; Gleitzahl abhängig vom Dickeverhältnis verschiedener Profile bei 6 Auftriebswerten; Flügelumriß usw.

Daran schließen sich ausführliche Zeitschriftenauszüge und Buchbesprechungen, u. a. ein lobender Bericht über die »Aerodynamik« von Fuchs und Hopf.

Das vierte Heft bringt Aufsätze von Giulio Magaldi über Schwimmer für große Wasserflugzeuge, in dem die Zwei-Schwimmerbauart befürwortet wird, und von Filippo Eredia über Fortschritte des Luftfahrtwetterdienstes in verschiedenen Ländern, mit der Aufforderung an Italien, dem französischen und englischen Vorbild nachzueifern. Es folgen Auszüge aus italienischen Aufsätzen, vor allem aus drei Vorträgen vor der Königlich Italienischen Academia dei Lincei von G. A. Crocco, Versammlungsnachrichten (Tagung der Italienischen Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaft und Internationaler Kongreß in Delft), Nachrufe und Sitzungsberichte der Italienischen Luftfahrttechnischen Gesellschaft. E.

Der Radio-Amateur. Von Dr. P. Lertes. Eine gemeinverständliche Darstellung der Grundlagen der drahtlosen Telegraphie und Telephonie und ihre spezielle Anwendung im Radio-Amateurwesen von Dr. P. Lertes, erschien im Verlage von Theodor Steinkopf, Dresden und Leipzig 1924.

Von den physikalischen und technischen Grundbegriffen ausgehend werden darin die verschiedenen Systeme der drahtlosen Telegraphie und Telephonie sowie des Radio-Amateurwesens besprochen. Das Buch ist leicht faßlich geschrieben und gibt dem gebildeten Laien die Möglichkeit, sich auf dem Gebiete der drahtlosen Technik zurechtzufinden. Vielleicht dürfte jedoch der eigentliche Funkliebhaber beim Studium des Buches weniger auf seine Rechnung kommen, da Anregungen zum Bau von Apparaten und zu Versuchen nicht gegeben sind. S.

Im Verlage von Theodor Steinkopf, Dresden und Leipzig, erschien in der naturwissenschaftlichen Reihe der wissenschaftlichen Forschungsberichte Band IV **Die drahtlose Telegraphie und Telephonie,** bearbeitet von Dr. P. Lertes. Mit einer kurzen Erwähnung der markantesten Punkte in der Entwicklung der drahtlosen Telegraphie und Telephonie beschreibt Lertes die physikalischen und technischen Grundlagen sowie die verschiedenen Sendesysteme und Empfangsarten für drahtlose Telegraphie. Ein besonderer Abschnitt ist dem für die drahtlose Telephonie durchgebildeten Sender gewidmet. Ein ausgedehntes Literaturverzeichnis beschließt jedes Kapitel. Durch sein Eingehen auf alles Wesentliche wird es dem Leser leicht gemacht, sich schnell und lückenlos einen Überblick über die Grundlagen und Zusammenhänge in der Radiotechnik zu verschaffen. Für die Qualität des Buches spricht, daß seine erste Auflage bereits vergriffen ist und das Erscheinen einer neuen in Aussicht steht. S.

[1]) ZFM **11**, Heft 5 vom 15. März 1920, S. 73.

[2]) Nr. 1 wurde besprochen ZFM **14**, Heft 17/22 vom 21. November 1923, S. 163.

[1]) Über Band III, Nr. 2, wurde in der ZFM **14**, Heft 17/22 vom 21. November 1923, S. 162, berichtet.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [06] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugerfahrung. Gefahren rascher und kunstvoller Flüge: Geschwindigkeiten über 430 km/h wurden nach Williams' Rekorden vom amerikanischen Admiral Moffet als gefährlich verboten. Zu fürchten sind vom ärztlichen Standpunkt die großen Beschleunigungen in Kurven, die das Blut aus dem Kopf ziehen und den Flieger bewußtlos machen. Garsaux' Zentrifugierversuche mit Hunden verliefen wiederholt tödlich. Im Gehirn oder anderweit können dabei Blutgefäße platzen (dagegen ist einzuwenden, daß man bei hoher Geschwindigkeit mit entsprechend größerem Halbmesser wenden könnte! D. Ber.).

Beim Geradeausflug mit 400 km/h = 110 m/s müßte ein herausgestreckter Arm brechen, bei höheren Geschwindigkeiten abreißen (?! Der Staudruck beträgt bei 460 km/h = 128 m/s erst 1000 kg/m² = 0,1 at, also auf den Arm in Fliegerkleidern 100 kg ziemlich gleich verteilt, Drehmoment also etwa 30 kgm! D. Ber.), beim Öffnen des Mundes die Backen beschädigt werden, beim Herausrecken das Genick brechen.

Beim Bewegungsgefühl ist die natürliche Gewöhnung des Menschen zu beachten. Die flüssigkeitsgefüllten Bogengänge im Ohrlabyrinth sollten zwar neben dem Gesichtssinn richtige Bewegungsvorstellungen vermitteln, unterliegen aber, wie Proben im Drehstuhl mit verbundenen Augen zeigen, gesetzmäßigen Störungen, die für den Unerfahrenen bei Kunstflügen verhängnisvoll werden können. Rasches Drehen kann durch Augen oder Gleichgewichtsinn zu Bewußtseinstörungen führen. — *L. H. Bauer* (Führer der Fliegerarzt-Schule, Dangers of High Speed and Acrobatic Flying; Aviation **16**, Nr. 7 vom 18. Februar 1924, S. 174 bis 176 (4½ Sp., 1 Skizze des Kurvenfluges, 1 Schnittbild durch das Ohr). *E.* 40601.

Flugzeuge. Das englische Phoenix »Cork«-Flugboot, »P. 5« der English Electric Co. (E. E. C.) in Preston und Lytham wurde schon 1918 auf Bestellung des Luftministeriums als Ersatz für F 5 gebaut, ist aber heute noch erwähnenswert. Zwei 360 PS-Rolls-Royce »Eagle« (bei Muster I und II) oder zwei 450 PS-Napier »Lion« (bei Muster III).

Bootshaut aus einer äußeren längs- und einer inneren schräglaufenden Mahagonilage, dazwischen gefirnißter Stoff. Dreifach-Sperrholz als ungeeignet vermieden. Stringer und Rahmen des runden Bootes aus Bergulme, ebenso die auskragenden Träger des Kiels, der die Biegsamkeit des Rumpfes nicht stört. Zwischen Außenhaut und Boden wasserdichter Raum mit Querschotts vom Bug bis zur Stufe; auch beim Fluten dieser 10 Kammern ist das Boot noch schwimmfähig. Hilfsschwimmer zuerst rechteckig, später dreieckig, ihre Rahmen dicht unter den Flügelenden federnd aufgehängt.

Flügel mit Kastenholmen, Fachwerkrippen ohne Sperrholz. Beschläge aus Stahlblech. Stiele Kreis-Stahlrohre mit stromliniger Verkleidung (leichte Rippen, vorn mit Sperrholz, hinten mit gelacktem Stoff überzogen) und Gabelenden. Innenstiele Stahlrohr. Höhenflossen nach unten 4 fach verstrebt, nur auf dem Boden verstellbar, doch läßt sich eine hydraulische Leitwerkverstellung einbauen.

Motoren zwischen V-Stielen, trotz voller Verkleidung leicht zugänglich. 4 flügelige Zugschrauben. Je ein Fallbehälter unter den Oberflügeln. Zylindrische Hauptbehälter im Boot, Windrad-Benzinpumpen mit Kettenradantrieb. Drosseln werden von gemeinsamem Hebel mit zwei Zugstangen gesteuert.

Andere Bauarten der E. E. C.: Kingston, aus P 5 entstanden, etwas größer, mit 2 Napier-Lion-Motoren.

Atalanta, Hochsee-Aufklärungs-Sechssitzer mit 4 Rolls-Royce-Condor, Entwurf der Fairey Aviation Co. in Hayes. Über dies Riesenflugboot sind Zahlenangaben nicht gestattet.

Ayr, neuartiges Versuchsflugboot. Unterflügel geht stark V-förmig vom Gleitboden aus, ist wie das Boot bekleidet und hält Seitenstabilität, macht also Hilfsschwimmer entbehrlich — eine Weiterentwicklung der Dornierschen »Stummel«. Saunders hatte Ähnliches vor 12 Jahren versucht.

Flugboot	F 5	P 5 I	P 5 II	P 5 III	Maß
Länge über alles	—	14,98	14,94	16,15	m
Spannweite	—	26,06	25,91	25,91	m
Höhe	—	(6,40)	6,40	6,40	m
Flügeltiefe	—	2,74	—	—	m
Flügelabstand	—	3,35	—	—	m
Bootslänge	—	(13,72)	13,72	13,72	m
Flächen:					
Flügel	—	121	(121)	(121)	m²
Querruder	—	7,5	—	—	m²
Höhenflossen	—	13,4	—	—	m²
Höhenruder	—	5,1	—	—	m²
Kielflosse	—	3,1	—	—	m²
Seitenruder	—	3,5	—	—	m²
Leergewicht	4,13	3,33	3,33	3,63	t
Nutzlast	1,63	1,93	1,93	2,04	t
Fluggewicht	5,76	5,26	5,26	5,67	t
Leistung	770	720	720	900	PS
Nutzlastanteil	28	37	37	36	vH
Leistungsbelastung	—	7,3	7,3	6,3	kg/PS
Flächenbelastung	—	43,4	(43,4)	(46,7)	kg/m²
Flächenleistung	8,0	5,9	(5,9)	(7,4)	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	141	168	168	177	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	—	—	145	145	km/h
Zugehörige Flugweite	—	—	1300	1300	km
Steigt auf 0,6 km in	7	4	4	3,3	min
Steigt auf 2 km in	30	15	15	14	min
Steigt auf 3 km in	—	30	30	25	min
Gipfelhöhe	2,11	4,0	4,0	4,0	km

— The »P 5« or Phoenix »Cork« Flying Boat and Some Other Products of the English Electric Co., Ltd.; Flight **16**, Nr. 794 (11) vom 13. März 1924, S. 144 bis 150 (14 Sp., 5 Lichtb. der Flugzeuge, 2 Lichtb. der Fabrik, 2 Lichtb. von Einzelteilen, 1 Zusammenstellungszeichnung, 6 Skizz. der Einzelausführung, Beschläge usw., 1 Zahltaf.). *E.* 40602.

Flugzeuge. Das Wasser-Landflugzeug F.B.A., das aus dem Flugzeug der Mittelmeerüberquerung mit 180 PS-Hispano entwickelt ist, besitzt ein Fahrgestell, das sich in 8 s aufziehen, in 1 s herabsenken läßt, machte bei Prüfung 164, mit herabgelassenem Fahrgestell 162 km/h, wobei es Flieger, Fluggast und Betriebstoffe für 3 h trug. Steigt auf 3 km in 19 min 20 s. Drahtverspannter Einstieler-Doppeldecker, Motor über dem Rumpf. Höhenleitwerk zum aufgebogenen Bootsende verstrebt. — *J. T.*, Le Hydravion Amphibie F.B.A.; L'Aérophile **32**, Nr. 7/8 vom 1./15. April 1924, S. 129 (1 Sp., 2 Lichtb. des Flugbootes). *E.* 40603.

Flugzeuge. Supermarine-Wasser-Land-Flugboot mit zwei Rolls-Royce-Eagle-Motoren wurde für das Luftministerium gebaut. Technische Einzelheiten dürfen nicht mitgeteilt werden. 2-Stieler mit Seilauskreuzung in dem äußeren, Diagonalstreben in den inneren Feldern, Motoren beiderseits zwischen den Tragflügeln mit vierflügeligen Zugschrauben. Tragflügel nach vorn beiklappbar, Hilfsschwimmer unter den Außenstielen. Boot stark gekielt mit längslaufendem Flossenwulst. Einfaches Höhen-, dreifaches Seitenleitwerk. Beiderseits ein Rad, das beim Wassern seitlich an den Unterflügel geklappt wird. — Flight **16**, Nr. 798 (15) vom 10. April 1924, S. 203 (2 Sp., 4 Lichtb. des Flugboot N-175 mit kurzem Text). *H., E.* 40604.

Flugzeuge. Riesenflugzeuge sind bisher nur von Farman (Goliath) und von Handley Page in den Luftverkehr gebracht worden. Meist freitragende Bauart. In Frankreich:

Digitized by Google

Erbauer	Motor	Leistung PS	Spannweite m	Fläche m²	Fluggewicht t	Fluggeschwindigkeit km/h	Landegeschw. km/h	Flugweite km
Borel . .	—	3 × 400	36	240	10	202	65	—
Buscaylet de Monge	Lorraine-Dietrich	3 × 375	31	210	9	220	85	—
Junkers (nicht vollendet)	Semi-Diesel	4 × 700	—	—	(60 Reisende)	—	—	1500
Louis Bréguet[1]) (Projekt)	—	6 × 850	55	500	—	250[2])	—	7000

[1]) Flügeltiefe 5,5 m, Flügeldicke 1,5 m.
[2]) In 6 bis 10 km Höhe 350 km/h.

Außerdem Blériot, Morane-Saulnier (3 Motoren), Bernard, Saint Nazaire Penhoet-Eindeckerflugboot, 5 × 400 PS.

»Alle diese Luftriesen überragt der ungeheure Junkerisimo« (s. Zahlentafel), ein Flugboot mit gutverkleideten Motoren, das nach dem Frieden nicht vollendet werden konnte.

»Der Zeppelin-Staaken-Metalleindecker mit 4 Motoren und etwa 200 km/h Geschwindigkeit kann als Vorbild der späteren Luftverkehrsriesen angesehen werden.« Im Gegensatz zu diesen freitragenden Eindeckern und dem viermotorigen Blériot-Herbemont-Doppeldecker zeigt der Caproni-Wasser-Dreifachdreidecker sehr verwickelte Verspannung.

Das Fahrgestell wurde vor allem von Dornier und beim Bernard C 1 vereinfacht.

Der Nutzlastanteil am Gesamtgewicht hat sich bei Junkers verbessert von 0,215 (»D 1«-Jagdflugzeug) auf 0,277 (CLS-Kampfflugzeug) auf 0,355 (»C 1«-Wasseraufklärungsflugzeug) und auf 0,402 (»F 4«-Verkehrsflugzeug). »Bei späteren Bauarten wurden erstaunliche Leichtigkeits- und Festigkeitsgrenzen verwirklicht.« Gourdou-Leseurre besitzt 17- bis 25fache Sicherheit, obwohl nicht schwerer als Holz. Metallrümpfe sind besonders fest und wiegen soviel wie Holz. Das Mehrgewicht der Blech-Flügelhaut wird ausgeglichen durch Gewichtsersparnisse, falls man sie zum Tragen heranzieht, wie bei den Junkers-Flugzeugen. Holz bedingt wegen Ästen und anderer Fehler sorgfältigere Auslese und reichlichere Berechnung. Die verschiedenen Leichtlegierungen bieten reiche Wahl für unterschiedliche Bauteile. Metall ist auch beständiger gegen Temperatur- und Feuchtigkeitsänderungen und für rasche billige Massenherstellung in genormten Teilen besser geeignet. — *Alvaro Casais*, El avion commercial futuro; Aéria, Madrid, 2, Nr. 11 vom April 1924, S. 17/19 (5½ Sp., 6 Lichtb. des Flügels und eines Modells vom Junkers-Riesenflugboot »J. G. 1«, von Borel, von Monge 72, von Staaken 1920 und Farman »F 3 X« oder Jabiru mit 4 × 480 PS-Hispano, 2 Skizz. des Penhoët-Riesenflugbootes). *E.* 40606.

Flugzeuge. Neue französische Flugzeuge von Lioré-Olivier in Levallois-Perret, die während des Krieges mit Morane-Saulnier eng zusammenarbeiteten; sie lieferten von 1914 bis 1918 über 2000 Flugzeuge verschiedener Bauart, vor allem Morane, Sopwith und Nieuport. Seit dem Waffenstillstand bauen sie Land- und Wasserflugzeuge eigenen Musters.

1. Le O-7-2-Dreisitzer »zum Schutz bei Bombenangriffen«, stark gestaffelter Doppeldecker, Oberflügel spannt weiter. Die beiden 300 PS-Hispano-Suiza-Motoren seitlich in je einer Gondel mit Benzin- und Ölbehälter.

Dünnes Flügelprofil, 2 Holme, je 2 mal 4 Stiele; im Rumpf gepanzerte Sitze für Führer und Schützen hintereinander, Doppelsteuerung; Beobachter ganz vorn. Höhenleitwerk und Kielflosse einstellbar. Fahrgestelle unter Motoren, durch Hilfsflügel verbunden (s. Zahlentafel S. 138).

Flugzeuge. Geschwindigkeit von Heeresflugzeugen:

Nr.	Flugzeug	Land	Sitze	Verwendung	Motor	Nennleistung PS	Geschw. km/h	Bemerkungen
1	Gourdou-Leseurre	Frankreich	1	Kampf	Jupiter	400	300	—
2	Curtiss	U. S. A.	1	»	D. 12	400	274	Wenig geliefert
3	Boeing	U. S. A.	1	»	D. 12	400	274	
4	Fokker D XIII	Holland	2	»	N.	450	271	—
5	Buscaylet de Monge . . .	Frankreich	1	»	H. S.	300	269	—
6	Thomas-Morse M. B. 9 . . .	U. S. A.	1	»	Wr.	400	266	Wenig geliefert
7	Thomas-Morse M. B. 3 . . .	U. S. A.	1	»	Wr.	400	263	Normal-Bauart
8	De Marçay 4	Frankreich	1	»	H. S.	300	259	—
9	Spad 61	»	1	»	L. D.	450	259	—
10	Dewoitine	»	1	»	H. S.	300	259	—
11	Curtiss	U. S. A.	2	»	D. 12	400	258	—
12	Fokker D XI	Holland	1	»	H. S.	300	254	Normal-Bauart
13	Spad 81	Frankreich	1	»	H. S.	300	250	—
14	Armstrong Siskin Whitworth	England	1	»	Jaguar	370	250	Wenig geliefert
15	Fokker D C 1	Holland	2	»	N.	450	245	
16	Breguet	Frankreich	2	»	L. D.	400	242	Massenherstellung
17	Gloucester Grebe	England	1	»	Jaguar	370	242	Wenig geliefert
18	Gloucester Mars VI	»	1	»	Jaguar	370	242	—
19	Fairey Flycatcher.	»	1	»	Jaguar	370	242	Massenherstellung
20	Borel.	Frankreich	1	»	H. S. (Höhen)	300	238	—
21	Gourdou-Leseurre	»	1	»	H. S. (Höhen)	300	238	—
22	Handley-Page S 1.	England	1	»	B. R.	230	235	Für Ausland
23	Nieuport 29	Frankreich	1	»	H. S.	300	233	Normal-Bauart
24	Koolhoven 31	Holland	2	»	Jupiter	400	233	—
25	Fokker C IV	»	2	Erkundung	L.	400	233	Normal-Bauart
26	Breguet XIX.	Frankreich	2	AK-Erkundung	L. D.	400	227	Massenherstellung
27	Breguet XIX.	»	—	Bomben	L. D.	450	227	
28	Borel	»	2	Nachtkampf	H. S.	300	226	—
29	Parnall Plover	England	1	Kampf	B. R.	230	224	Wenig geliefert
30	Hawker Woodcock	»	1	»	Jupiter	400	224	—
31	Nieuport 33	Frankreich	2	Schul	H. S.	300	221	Wenig geliefert
32	Gourdou-Leseurre.	»	1	»	H. S.	180	217	—
33	Fairey Fawn	England	2	Erkundung	N.	450	217	Massenherstellung
34	Hawker Duiker.	»	2	Kampf	Jupiter	400	217	—
35	Bristol Bullfinch	»	2	»	Jupiter	400	217	—
36	Bristol Fighter	»	2	»	Jupiter	400	214	Für Ausland
37	Sopwith Snipe	»	1	»	B. R.	230	209	
38	Bristol Fighter	»	2	»	R. R.	270	202	Normal-Bauarten
39	Fairey 3	»	2	Erkundung	N.	450	193	
40	D. H. 9 A	»	2	»	L.	400	190	

— *W. H. Sayers*, The Improvement of British Military Aircraft; The Aeroplane **26**, Nr. 20 vom 14. Mai 1924, S. 406 (2 Sp., 1 Zahlentafel). *E.* 40605.

Digitized by Google

2. Le O-7-3-Wasser-Land-Marine-Flugzeug, als Dreisitzer für Bombenwurf und für Aufklärung oder Beobachtung gebaut, aus dem vorigen entstanden, mit gleicher Motoranlage, aber etwas größerer Flügelfläche. Räder und Sporn von Schwimmern umhüllt.

3. Le O-8-Zweisitzer, Jagd und Nachterkundung, Schirmeindecker, Metallbau (s. Zahlentafel), dickes Profil Göttingen 430. Zwei Holme aus rechteckigem Duraluminrohr, Rippen aus U-Profilfachwerk. Stiele aus Rohren mit verstellbaren Beschlägen. Rumpfholme rechteckig, Streben vorn rechteckig, hinten Kreisrohre; Drahtverspannung. Höhenflossen im Fluge einstellbar. Fahrgestell mit zwei Rädern, geteilter Achse und vier Profilstreben (Lichtbild zeigt zwei Flügelstreben zur Rumpfunterkante, zwei weitere, etwa in der Mitte abgefangene, zum Fahrgestell).

4. Le O-H 13. Wasserdoppeldecker mit Bootrumpf, seitlich zwei 150 PS-Motoren. Zuladung 0,6 t, Fluggewicht 2,5 t, Geschwindigkeit 160 km/h, Gipfelhöhe 4 km.

Mittelstück der Flügel mit Boot vereinigt, trägt (an V-Stielen) die beiden Motorböcke. Boot verschottet, hinten flach.

a) Für Verkehrszwecke: Vorn geschlossene Kabine für vier Reisende, Gepäck- und Funkraum sind vorgesehen.

b) Für Militär-Schulzwecke: Vorn Beobachter; vor den Flügeln zwei Sitze nebeneinander, Doppelsteuerung; hinten Schützen.

c) Für Militär-Bombenzwecke: Vorn Bombenbeobachter, dahinter Führer, unmittelbar hinter ihm Schütze.

	Le O-7-2	Le O-8-3	
Länge	11,35	8,70	m
Spannweite	18,90	15,50	m
Höhe	4,02	3	m
Fläche	68,57	32	m²
Leergewicht	1,969	1,195	t
Betriebstoff	0,490	0,230	t
Zuladung	0,542	0,400	t
Fluggewicht	3,001	1,825	t
Lastvielfaches	8	16	
Gipfelhöhe	6,0	6,3	km
Geschwindigkeit am Boden	200	215	km/h
Geschwindigkeit in 5 km Höhe	170	—	km/h
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	—	195	km/h.

— Les nouveaus Avions et Hydravions Lioré-Olivier; L'Aérophile **32**, Nr. 12, vom 1./15. Januar 1924, S. 35 bis 37 (4 Sp., 3 Lichtb. der Flugzeuge, zwei kleine Zahlentaf.). *E.* 40607.

Flugzeuge. Über das Abschätzen der Flugleistungen sprach der Chefkonstrukteur von A. V. Roe & Co., *R. Chadwik*, vor dem Institut der Luftfahrtingenieure am 8. Februar, ohne neue Verfahren zu bringen, aber leicht verständlich und mit vielen Durchschnittswerten.

Zur Vorausberechnung dienen drei Verfahren: 1. nach Formeln oder Kurven mit Durchschnittswerten von Leistungsmessungen, 2. Schätzung nach Berechnungen des Flügelauftriebs und Widerstands aus Modellversuchen, ebenso des schädlichen Widerstandes und des Luftschraubenwirkungsgrades, 3. Berechnung aus Windkanalmessungen eines vollständigen Modells. Das erste ist zum Überschlag geeignet und gestattet gute Annäherung ohne Zeichnungsentwürfe, das zweite mühsamer und zur genaueren Abschätzung des festgelegten Entwurfes, das dritte verwendet man nur bei stark abweichenden Projekten, es ist teuer und zeitraubend.

Zuerst ist das Gesamtgewicht aus dem der Einzelteile abzuschätzen, wozu Zusammenstellungen dienen (die nicht wiedergegeben sind. D. Ber.). Anteil am Gesamtgewicht beträgt für: Flügel mit Verspannung 15 vH, Leitwerk 2 vH, Fahrgestell und Sporn 4 vH, Rumpf mit Motorlagerung, Sitzen usw. 11,25 vH, Steuerung und Motorregelung 0,75 vH, also gesamtes Flugwerk 33 vH; Motor 18,5 vH, Kühler, Haube usw. 2,75 vH, Kühlwasser 2,75 vH, Brennstoff- und Ölbehälter 3 vH, Leitungen, Hähne, Pumpen usw. 0,5 vH, Luftschraube 2,5 vH, Motoranlasser 0,5 vH, also (Rechenfehler! D. Ber.) gesamtes Triebwerk 30 vH und Leergewicht 63 vH des Gesamtgewichtes.

Einheitsgewicht der Motoren in kg/PS: wassergekühlt 1,13, luftgekühlt 1,06, Zubehör für einen wassergekühlten 0,45, für ein Paar 0,57, für einen luftgekühlten 0,17, also wassergekühlte Motoren mit Zubehör 1,58, ein Paar wassergekühlte 1,70, luftgekühlte 1,23 kg/PS; Zubehör bedeutet dabei Kühler und Wasser, Rohrleitungen und Hähne für Brennstoff, Öl und Wasser, Auspuffrohre, Pumpen, Anlasser, Luftschrauben, nicht aber die Behälter, deren Gewicht mit der Flugdauer schwankt. Zubehör wiegt bei wassergekühlten Motoren 43 vH, bei paarweiser Anordnung 47 vH, bei luftgekühlten 16 vH des Motors.

Leistungsabschätzungen: 1. Kurven gleicher Flächenbelastung geben die Geschwindigkeit abhängig von der Leistungsbelastung für rd. 3 km Höhe, wobei die oberen Grenzkurven für einstieligen Einsitzer, die untere für zweistieligen Zweisitzer gelten und Durchschnittswerte zugrunde gelegt sind; 2. Kurven für Höchstgipfelhöhe, Betriebsgipfelhöhe und Meereshöhe liefern die Steigfähigkeit abhängig vom Produkt aus Flächen- und Leistungsbelastung (nicht dem Quadrat der letzteren?! D. Ber.); die Kurven gelten nicht mehr für vertauschte Werte beider Belastungen, stimmen aber für normale Verhältnisse recht gut; für andere Profile als RAF 15 sind die Flächenbelastungen freilich im Verhältnis der Größtauftriebe umzurechnen (nicht mit deren Wurzel?! D. Ber.); 3. Flughöhe abhängig von der Steiggeschwindigkeit für verschiedene Kurven gleichen Belastungsproduktes, siehe unter 2.; 4. Flughöhe abhängig von der Steigzeit für Kurven gleicher Bodensteiggeschwindigkeit oder, für geändertes Flügelprofil wieder umzurechnen, gleichen Belastungsproduktes; 5. eine Kurve liefert Zusammenhang zwischen Abstand von der Gipfelhöhe und Geschwindigkeit in Bruchteilen der wagerechten Schnelle in Gipfelhöhe; 6. Kurven gleichen Größtauftriebes geben die Kleinstgeschwindigkeit, abhängig von der Flächenbelastung.

Sind aus derartigen Kurven die Flugleistungen ermittelt, so beginnt die Übersichtzeichnung. Dann folgen die verwickelteren Rechnungen nach dem zweiten Verfahren mit Zusammenzählung der einzelnen Widerstände zum Gesamtwiderstand; das ist ungenau, aber bei Verzicht auf das dritte Verfahren nicht zu umgehen. — Aeroplane Performance Estimates; Flight **16**, Nr. 790 (7) vom 14. Februar 1924, S. 92 bis 93 (4 Sp., 6 Schaub. der Kurven (1) bis (6), Zahlenwerte, wie oben im Text). *E.* 40608.

Flugzeuge. Der rumänische Sesefsky der Société Astra in Arad ist ein Zugschrauben-Aufklärungsdoppeldecker aus Holz. Rumpf vorn hoch mit Duraluminhaube, mit rechteckigem Querschnitt und senkrechter Schneide; unterer Längsholm auch vorn verdoppelt. Dreieckige Kielflossen in Sperrholz mit dem Rumpfe verwachsen (vgl. Albatros und andere! D. Ber.). Höhenflossen einstellbar, Höhenruder geteilt. Führer sitzt dicht hinter ausgeschnittener Flügelhinterkante, Beobachter dahinter, in Rumpfmitte, »hat vorzügliche Sicht«, zwei Lamblinkühler zwischen den V-Streben des Fahrgestells, Benzintank zwischen Motor und Führer. Schwanzsporn an den unteren Rumpfholmen angelenkt, nach den oberen gefedert. Flügel mit einem I-Stiel und Stahlverspannung, Oberflügel größer, nach vorn gestaffelt mit Querrudern, Unterflügel V-förmig; Profil ziemlich dick, auch unten ausgewölbt. Ausrüstung eine Bildkammer, Funkgerät, zwei Fallschirme, ein festes, zwei bewegliche Maschinengewehre.

Spannweite	12,6 m
Länge	8,6 m
Höhe	3,1 m
Fläche	36,5 m²
Leergewicht	1,12 t
Fluggewicht	1,62 t
Nutzlast	0,30 t
Motor: Astra-Benz	250 bzw. 400 PS
Flächenbelastung	44 kg/m²
Leistungsbelastung	6,3 kg/PS
Geschwindigkeit am Boden	175 bzw. 220 km/h(?)
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	162 km/h
Landegeschwindigkeit	85 km/h
Steigzeit auf 1 km	5 min 56 s
Gipfelhöhe	5,2 km bzw. 10,7 km(?)

— A Roumanian Aeroplane. The Sesefsky Biplane; Flight **16**, Nr. 1 (784), vom 3. Januar 1924, S. 3 bis 4 (2½ Sp., 1 Lichtbild, 1 Zeichnung, 1 Zahlentaf.). *E.* 40609.

Flugzeuge. Das französische Jagdflugzeug Marçay 4 mit 300 PS-Hispano-Suiza ist ein Holzeindecker mit dicken (0,27 m bei 2 m Tiefe) Flügeln in Stahlbau mit Kastenholmen mit starrer Verspannung durch 4 paarig zusammenlaufenden steifen Streben, die am Flügel mit *T*-Stück in zwei Ebenen beweglich, anderseits am Rumpf bzw. an dessen Spitze (am Befestigungsbeschlag der Fahrgestellauskreuzung) angebracht sind.

Spannweite	10	m
Länge	6,50	m
Flügelfläche	20	m
Leergewicht	0,85	t
Vollgewicht	1,127	t
Flächenbelastung	56,3	kg/m²
Leistungsbelastung	3,75	kg/PS
Flächenleistung	15	PS/m²

Digitized by Google

MG gut zugänglich. Botalli-Kühler. — L'avion de chasse de Marçay, Type 4; L'Aéronautique **6**, Nr. 56 vom Januar 1924, Abschnitt L'Aérotechnique **2**, Nr. 13, S. 1 (2 Sp., 2 Lichtb. des Flugzeuges und seines Flügelschnittes, 3 Skizz. der Strebenbefestigung und des Führersitzes). *E.* 40610.

Material. In Japan haben sich bei Flugzeugen Störungen durch Luftfeuchtigkeit ergeben. Wegen der Anpassung an das Klima besitzen Ganzmetall-Flugzeuge deutliche Vorteile. Sparrowhawk erfüllte alle Erwartungen, F. 5-Flugboot brauchte nur gelegentlich in den Schuppen gebracht zu werden, was den Betrieb vereinfachte.

Motoren wurden zweckmäßig der geringen Flughöhe wegen mit niedrigerem Verdichtungsverhältnis, 1 : 5 statt 1 : 8, betrieben.

Während der Wintermonate müssen Umlaufmotoren zum Vermeiden zu starken Kühlens mit besonderen Nabenhauben ausgerüstet werden. Sonst kann die Kurbelwelle vereisen.

Luftschrauben aus Holz führen, vor allem im Sommer, oft zu Störungen; wie zu erwarten war vor allem die in England hergestellten. Die japanischen, besonders von geeigneten einheimischen Hölzern, werden voraussichtlich überlegen sein. Zwei- und dreiflügelige Stahlschrauben liefen störungsfrei. Zweifellos wird die Metallschraube mehr und mehr allgemein eingeführt werden, da ihre Vorzüge besonders in den Tropen und für Wasserflugzeuge, für den Versand der Ersatzteile usw. sehr groß sind. Auch kann auf den Hauptflugplätzen der üppige Pflanzenwuchs, vor allem im Frühjahr und Sommer, nicht so rasch geschnitten werden, daß es die Schrauben nicht störte. So wurden viele Holzschrauben verdorben, während die stählernen das Gras unbeschädigt durchschnitten. Die Metallschrauben wurden inzwischen leichter und mit austauschbaren Flügeln gebaut.

Lack: Wegen der großen Luftfeuchtigkeit im Sommer und der starken Sonnenstrahlung wurden gelackte Flügel stark mitgenommen, daher wurde gefärbter Nitro-Zellulose-Lack der Kgl. Flugzeugwerft Marke PDN 12 und außerdem Aluminium-Nitro-Überzug V 84 verwendet, von jenem drei, von diesem zwei Schichten. Im Gegensatz zu Zellulose-Azetat-Lack bewährte sich dieser Überzug vorzüglich, da jener zum Schlaffwerden der Bespannungen bei Feuchtigkeit führte, vor allem in den frühen Morgenstunden des Sommers. — Auszug aus einem Bericht der britischen Flugzeugmission für die Kaiserlich Japanische Marine: *The Master of Sempill*, The British Aviation Mission to the Imperial Japanese Navy; Flight **16**, Nr. 798 (15) vom 10. April 1924, S. 209 bis 213 (8½ Sp.). *E.* 40611.

Material. Metalle für den Flugzeugbau müssen dem geringen Unsicherheitsbereich zwischen wirklichen und angenommenen Eigenschaften Rechnung tragen, den man im Leichtbau zulassen kann. Verwendet werden: Stahl in Blechen, Stangen, Schmiedestücken, Bändern, Kohlenstoffgehalt, Warmbehandlung, Kaltbearbeitung verschieden; Duralumin in Blechen, Bändern, Schmiedestücken; Aluminium in Blechen und Bändern; Rohre aus allen drei Stoffen; Gußstücke aus Leichtlegierungen. Gemeinsame Eigenschaft zu Vergleichszwecken ist die Reißlänge. Welche Eigenschaften tragen zur Festigkeit bei? Und wie werden sie von anderen Merkmalen des Stoffes beeinflußt? »Je fester ein Material, desto nachgiebiger der Bauteil.« Spannung, Proportionalitätsgrenze, Elastizitätsgrenze, Streckgrenze und Schwingungsfestigkeit, ferner Schmeidigkeit und Zähigkeit soll der Konstrukteur kennen, außerdem den Elastizitätsmodul. Nach einer Zusammenstellung schwankt die Zugfestigkeit zwischen 0,9 kg/mm² für weiches Aluminium und 12,3 kg/mm² für kalt gereckten Stahl. Die Reißlänge ändert sich nur im Verhältnis 1 : 4,5. Die Reißfestigkeit, die von der Wärmebehandlung usw. abhängt, ist dabei so gewählt, daß die Zähigkeit, gemessen an der Schlagarbeit, günstig wird, wie das Beispiel eines Stahls zeigt. Eine dritte Zusammenstellung erläutert, daß mit verschiedener Warmbehandlung bei gleicher Reißfestigkeit ganz verschiedene Zähigkeit und Dehnbarkeit erzielt wird. Das gleiche gilt für Leichtlegierungen, auch für gehärtete, nur daß die Kombinationen von Härtungstemperatur, Härtungsmitteln und Anlaßtemperaturen nicht so mannigfach sind.

Abschrecken und Kaltrecken erhöht bei Stahl die Härte, mindert aber Zähigkeit und Schmeidigkeit. Zusammenstellung für Aluminiumblech ergibt stark (17 : 1) abnehmende Dehnung bei wachsender Zugfestigkeit.

Die Proportionalitätsgrenze beträgt ein Drittel (bei kalt gerecktem Stahl) bis drei Viertel (bei Aluminium) der Zugfestigkeit. Das Verhältnis wird durch Vergüten vermindert, durch Anlassen wieder gebessert. Erhitzen über 450° vernichtet bei Stahl die Verfestigung durch Kaltrecken.

Die Elastizitätsgrenze (0,001 bleibende Formänderung) liegt bei 0,50 (für Leichtmetalle) bis 0,83 (für kalt gereckten Stahl) und wird durch Anlassen gleichfalls erhöht. Sie ist kein Maß für die allgemeinen Festigkeitseigenschaften.

Von der Ermüdungsgrenze weiß man noch nicht genug; bei symmetrischer Beanspruchung liegt sie zwischen 0,3 und 0,5 der doppelten Zugfestigkeit, meist um so höher, je kleiner die Zugfestigkeit selbst, aber abhängig von Bearbeitung und Reckrichtung. Für den Flugzeugbau rechne man mit 0,3, bei reiner Beanspruchung längs der Reckfaser mit 0,4, für Leichtlegierungen zwei Drittel, bei verschiedener Beanspruchung 0,6 dieser Werte.

Die wirkliche Festigkeit liegt wesentlich niedriger als diese »ideale«, infolge örtlicher Fehler des Stoffes oder der Bearbeitung.

Zähigkeit und Schmeidigkeit sind meist verknüpft. Zähigkeit ist »wirksame Schmeidigkeit«, beide werden durch Härten vermindert, durch Wärmen verbessert, oft ohne Verschlechtern der Zugfestigkeit (Beispiel in Zusammenstellung), beide sind aus Guß geringer als bei Schmiedestücken, quer zur Walzrichtung geringer (Beispiel; die Ermüdungsfestigkeit verhält sich ähnlich); beide sind besser bei gleichartigem Feingefüge und Abwesenheit von Faserung.

Von den »Unvollkommenheiten« sind am wirksamsten nichtmetallische Einschlüsse u. dgl., sie vermindern die Schmeidigkeit vor allem quer zu ihrer Erstreckung. Hohlräume, Risse, Kerben usw. stören die Spannungsverteilung sehr. Die Unterschiede können sich bei schmeidigen Stoffen ausgleichen, Bruch wird verhütet. Das weniger feste, aber schmeidigere Material hält also an Fehlstellen mehr! Für jede Reißfestigkeit gibt bestimmte chemische Zusammensetzung und Warmbehandlung höchste Schmeidigkeit und zugleich Zähigkeit.

Korrosion ist schädlich vor allem bei örtlichem Angriff, die Löcher sind besonders gefährlich, weil bei der Abnahme noch nicht vorhanden.

Ein weiterer Fehler sind innere Spannungen und Dehnungen, die zum Bruch unbelasteter Teile führen können, vor allem bei Kerben; sie entstehen beim Härten durch ungleichmäßiges Kühlen. Hier hilft Anlassen, das auch die Schmeidigkeit steigert und dadurch mittelbar den Ausgleich erleichtert, beim Schweißen Erhitzen und gleichmäßiges Kühlen. Innere Vorspannungen mindern die Belastbarkeit und damit die Gebrauchsfestigkeit gerade der vergüteten Stoffe.

Der nötige Sicherheitszuschlag für Materialfehler läßt sich nicht zahlenmäßig angeben, der Einfluß der Fehler kann aber dadurch gemildert werden, daß bei hinreichender Festigkeit die Schmeidigkeit groß genug gewählt wird. — *Leslie Aitchison*, Materials in Aircraft Construction, Vortrag vor der Royal Aeronautical Society am 10. Januar 1924; Flight **16**, Nr. 4 (787) vom 24. Januar 1924, S. 48 bis 52 (8½ Sp., 6 Schaub., 11 Zahlentaf.). Vgl. 40613. *E.* 40612.

Material. Flugzeug-Metallbau. a) In geeignetem Baustoff wird das Flugwerk, Betriebstoffbehälter und anderes Zubehör viel leichter: Es entfallen auf

	Motor	Betriebstoff	Motoreinbau	Flugwerk usw.	Zuladung
bei üblichen Flugzeugen	20	20	10	36	14 vH
bei Metall-Leichtbau .	20	20	8	27	25 vH

des Gesamtgewichtes. Dem verringerten Leergewicht entspricht billigerer, infolge der zurzeit noch schwierigeren Herstellung gleicher Preis, bei gleicher Ladung vermindern sich Betriebsstoff-, Wartungs- und Unterbringungskosten, erhöhen sich infolge kleinerer Spannweite Handlichkeit und Wendigkeit. Auch die Ausrüstung könnte noch leichter gemacht werden. Stahlholme wiegen die Hälfte von hölzernen, Stiele sind noch leichter. Erschütterungen vom Motor haben, außer in dessen Lagerung, unbedeutende Schwingweite. Stromliniendrähte sind unstabil, daher schwingungsgefährlich. Konstruktiv bereitet der Metallbau noch große Schwierigkeiten.

Bleche aus legiertem Stahl sind halb so schwer wie die üblichen, lassen sich aber nicht schweißen. Hartlöten ist bedenklich. Nieten genügt vorläufig; Weichlöten ist so zuverlässig wie Leimen beim Holz. Leitungen und Armaturen lassen sich in Aluminium und dessen Legierungen leichter, Behälter und Auspuffrohre in rostfreiem Material besser ausführen; Aluminiumtanke werden noch nicht benzindicht. Die Wartung von Metallflugzeugen erfordert gute Ingenieuraufsicht, keine besondere Ausbildung.

b) Unter den Festigkeitseigenschaften für Metalle und Legierungen für den Flugzeugbau (vgl. 40612) sind vor allem die Schmeidigkeit und Zähigkeit wichtig, die mit der Bruchfestigkeit nicht zusammenhängen, aber dem Material gestatten, sich den Beanspru-

Digitized by Google

chungen anzupassen. Weitere Anforderung ist gleichmäßiges Gefüge. Die Schlagzahl ist kein reines Maß für die Zähigkeit, Ermüdungserscheinungen — die nach *Hunsaker* bei Duralumin trotz günstiger Prüfergebnisse zu Brüchen führten — bedingen Beachtung der Spannungen und der Schwingungsfestigkeit. Kleine Korrosionen können schädlich wirken. — Bericht über Vorträge von a) *J. D. North*, b) *Leslie Aitchison* vor der Royal Aeronautical Society am 10. Januar, mit Aussprachebemerkungen von *Ogilvie*, *Manning*, *Bishop*, *Richmond*, *Bulman*, *Hunsaker*, *Mayo*: The Metal Construction of Aircraft; The Aeroplane **26**, Nr. 4 vom 23. Januar 1924, S. 76 und 78 (4 Sp.). *E.* 40613.

Material. Schlagelastizität ist zur Beurteilung der Metalle als Baustoffe ein Maß für die elastischen Eigenschaften und als solches wichtiger als die Bruchfestigkeit. Beim Bestimmen der tatsächlichen Elastizitätsgrenze gibt das Spiegelverfahren nach *Martens-Heyn* höchste Genauigkeit, ist aber sehr schwierig. Diese Größe gilt nicht für dynamische Beanspruchung. Ein neuartiges Versuchsverfahren bestimmt das elastische Verhalten bei wechselnder Biegebeanspruchung mit einem gewöhnlichen Schlagwerk von 10 kgm; Probe wird nicht lose aufgelegt, sondern durch Schraubenfeder schräg nach unten festgespannt; aufgeschraubte gerundete Schneiden verhindern Rutschen des Probestabes beim Durchbiegen; Druckschrauben und nachgiebiger Anschlag sichern Höhen- und Seitenlage. Schlagarbeit mit dem Pendelhammer wird gesteigert, Pendel beim Rückprall festgehalten. Elastizitätsgrenze wird mit Spiegel, Fernrohr und Teilung aus der Abweichung vom Nullpunkt erkannt. Aluminium 99 vH, Elektrolytkupfer, Messing 60/40, Eisen mit 0,1 vH C und gehärtete Aluminiumlegierung wurden im Anlieferungszustand und nach dem Weichglühen ohne Kerbe, einige auch mit Spitz- und Rundkerbe untersucht.

Die Kurve nach den Spiegelablesungen, Schlagarbeit auf die Flächeneinheit über der zugehörigen Winkelabweichung, verlief regelmäßig. Wiederholte Beanspruchung unter der Elastizitätsgrenze gibt keine bleibende Formänderung, über ihr bewirkt jeder Schlag weiteres Durchbiegen (Bindeglied zwischen einfachem und Dauerschlagversuch).

Die geringste Schlagarbeit haben weichgeglühtes Reinaluminium und Kupfer, dynamische Elastizitätsgrenze fehlt, ebenso bei hartgezogenem Aluminium, doch biegt sich dies weniger durch. Schlagelastizitätsgrenze für hartes Kupfer deutlich ausgeprägt, bei nur 1 bis 2 kg/cm, Schlagarbeit bedeutend höher als bei Hartaluminium. Bei geglühtem Messing Schlagelastizitätsgrenze 4 bis 5 kg/cm, bei gehärteten Aluminiumlegierungen ebenso, aber etwas höhere Schlagarbeit. Weiches Eisen zeigt 7 bis 8 kg/cm, ungeglüht 11 kg/cm bei gleicher Schlagarbeit, am höchsten hartgezogenes Messing mit 18 kg/cm, auch größte Schlagarbeit. Kerben ändern die Kurven zum Teil, die Schlagelastizität der gehärteten Aluminiumlegierung ist geringer, vor allem die von Messing.

Die meisten Proben halten Durchbiegungen von 50° aus, Aluminiumlegierung versagt bei 48°, Messing bei 11°. Kerben verschlechtern die Ergebnisse vor allem für Kupfer und Messing. — *Georg Welter*, Schlagelastizität von Metallen und Legierungen; Zeitschrift für Metallkunde **16**, Nr. 1 vom Januar 1924, S. 6 bis 11 (11 Sp., 4 Lichtb. der Versuchsanordnung, 9 Schaub. der Ergebnisse, 2 Zahltaf. der Ergebnisse). *E.* 40614.

Material. Die Festigkeit, insbesondere die Zugfestigkeit als Scheitelwert der Spannungs-Dehnungskurve des Zugversuches, ist bedeutend geringer als die wirkliche Größtspannung, die durch Verfestigung noch zunimmt und erst bei der wesentlich größeren wirklichen Dehnung auftritt, sie ist daher, ebenso wie die mit ihr ziemlich gleichlaufende Kugel- oder Kegeldruckhärte, nur ein Maß für die Formänderungsfähigkeit. Eigentlich ist die Fließgrenze die wichtigste Wertziffer (nach *Welter* die Elastizitätsgrenze, vgl. 40614); sie ist aber oft nicht ausgeprägt und durch Bearbeiten oder Wärmen stark veränderlich. Jene Formänderungsfähigkeit ist aber maßgebend für die dynamische Bruchfestigkeit, Stoßbeanspruchung. Wurde ein Probestab nicht auf die Meßlänge abgedreht, sondern nur an einer Stelle auf denselben Durchmesser ringsum eingesägt, so sank die Stoßfestigkeit auf $^1/_{14}$, obwohl sich die Zugfestigkeit etwa verdoppelte, dieses wegen behinderter Querzusammenziehung, jenes wegen Verminderung des arbeitaufnehmenden Stoffvolumens. Entsprechendes gilt im elastischen Bereich.

Je nach der Formänderungsgeschwindigkeit kann sich derselbe Stoff schmeidig oder spröde verhalten, da die innere Reibung von der Fließgeschwindigkeit logarithmisch abhängt. *Welters* Messungen der Schlagelastizitätsgrenze (vgl. 40614) bestimmen die ersten bleibenden Formänderungen bei der Formänderungsgeschwindigkeit Null; reine elastische Formänderungen sind aber unabhängig von der Geschwindigkeit.

Bei Wechselbeanspruchungen bietet die Arbeitsfähigkeit des Metalls keine Sicherheit gegen Kerbbrüche, weil das Gefüge nur aufgelockert wird; denn wechselnde Verdrehung von Aluminium und anderen Metallen änderte sein statisches Torsionsdiagramm nicht; nur brach die Probe früher als die nicht vorbeanspruchten. Härteres Metall widersteht diesem »Auswackeln« länger. Großes Arbeitsvermögen gibt keine Sicherheit gegen Ermüdungsbruch! Kleine Oberflächenverletzungen setzen die Wechselzahl stark herab. Kerben, deren Grund auspoliert war, bewirkten keine Verschwächung. — *P. Ludwik*, Festigkeit und Materialprüfung; ZVDI **68**, Nr. 10 vom 8. März 1924, S. 211 bis 214 (6 Sp., 4 Skizz., 2 Schaub. von Zerreißkurven, 1 Zahltaf.). *E.* 40615.

Meßgeräte. Über neuere Flugzeugmeßgeräte sprach *Wimperis* vor der Königlichen Luftfahrtgesellschaft in London. Ortsbestimmung durch Gissen: Verbesserte (nicht näher beschriebene. D. Ber.) Meßgeräte machen die Kurs- und Streckenbestimmung »halb automatisch« und haben sich bei einem vergleichenden Rundflug mit Handley Page 0/400 über England bewährt. Astronomische Standlinienbestimmung mit dem RAE-Libellensextanten hat weniger befriedigt. Zum Auswerten der Höhenmessungen sind Halb-Kosekanten-(»haversine«)Tafeln den gewöhnlichen trigonometrischen vorzuziehen. Der beste mechanische Auswertungsapparat ist der Rechenschieber von Bygrave aus zwei kleinen gleichachsigen Zylindern, mit dem man ohne Kenntnis der Theorie Höhenwinkel in 3 min auf 2″ genau umrechnen lassen. Die Teilungen sind log cos und log tg.

Höhenmessung muß besonders genau sein. Die übliche Teilung (»Trade Scale«) beruht auf der Ausnahme einer Temperatur von 10° C. Das gibt große Fehler. Dem Durchschnittswert näher kommt für die ganze Troposphäre das »S. T. Ae.-Gesetz«, die Norm der Section Technique Aéronautique, das auf 15° Bodentemperatur und 6,5°/km Gefälle beruht, also folgende »Normalatmosphäre« ergibt:

Höhe km	Luftdruck mm QS	Temperatur °C	Luftwichte kg/m³
0	760,0	15	1,2250
1	674,1	8,5	1,1110
2	596,1	2	1,0060
3	525,7	— 4,25	0,9089
4	462,2	— 11	0,8189
5	405,0	— 17,5	0,7359
6	353,7	— 24	0,6595
7	307,8	— 30,5	0,5889
8	266,8	— 37	0,5249
9	230,4	— 43,5	0,4660
10	198,1	— 50	0,4124
11	169,6	— 56,5	0,3636
12	144,8	— 56,5	0,3106
13	123,7	— 56,5	0,2652
14	105,6	— 56,5	0,2265
15	90,25	— 56,5	0,1935

Nach dieser Vereinbarung wäre die Gipfelhöhe z. B. 7 km, wenn die Druck- und Temperaturaufzeichnungen des Fluges eine Mindestluftwichte von 0,5889 kg/m³ ergeben. (Vgl. genau dieselben Vorschläge »Zur Wertung von Höhenrekorden« ZFM **11**, Nr. 9 vom 15. Mai 1920, S. 121 bis 123! D. Ber.).

Höhenmesser nach der alten Teilung geben bei 10 km bis zu 1 km, solche nach der vorgeschlagenen unter 0,2 km Fehler. Dazu tritt das Nachhinken, daß zum größten Teil auf »unangebrachte Verwendung von Lot beim Anfertigen der Meßkapseln« zurückgeführt werden konnte.

Magnet-Kompasse haben den Nachteil zu schwingen, der nicht durch Verringern der Richtkraft oder Vergrößern der Trägheit behoben werden darf, sondern am besten durch strahlenförmige Dämpfungsdrähte nach Campbell und Bennet vermindert wird. Vorteilhaft ist es, wenn, wie bei Bennets »Zentesimalkompaß«, die Nadel das Gewicht der Rose nicht zu tragen hat. In erster Linie muß man die Resonanz mit den Flugzeugschwankungen vermeiden.

Nordweisungsfehler in Kurven »wurde zuerst 1915 in Farnborough von Lucas und Lindemann gefunden« (aber bereits 1913 von Boykow erklärt! S. ZFM **4**, Nr. 18, S. 249, D. Ber.): er beruht auf der Neigung des Kompasses mitsamt dem kurvenden Flugzeug gegen das erdmagnetische Feld. Mit einer Anordnung

Digitized by Google

von Capon und Rowe, zwei gegenläufig stromdurchflossenen Spulen, die gegeneinander und gegen den Meridian gedreht werden, läßt sich die Schwingungsdauer der Kompaßrose messen.

Flugmotorindikatoren sind wegen der Schnellläufigkeit schwer herzustellen. Im Fluge hat Moß das Gewicht der Ansaugluft mit einem Heizdrahtströmungsmesser nach Callendar bestimmt — ein Staurand gibt das Volum der Ansaugluft und wird durch die Geschwindigkeitschwankungen stärker gestört — und der RAE-Indikator von Hynes, der durch Funkenentladung Gleichheit des Zylinderdruckes mit einem einstellbaren Außendruck anzeigt, gestattet das Indikatordiagramm eines Zylinders aufzunehmen. Es besteht auch ein Zeigergerät, das den mittleren Druck des hintersten Zylinders angibt, mit einer langsam schwingenden gefederten Scheibe.

Wie das Schießpulver die Kriegsverluste vermehrte, aber den Kulturvölkern die Abwehr der »Tatarenhorden« ermöglichte, so wird auch das Flugzeug, eine furchtbare Kriegswaffe, den intelligentesten Völkern die Weltherrschaft erringen. — *H. E. Wimperis*, Some Recent Developments in Aircraft Instruments; The Journal of the Royal Aeronautical Society *28*, Nr. 157 vom Januar 1924, S. 3 bis 34 (23 S. Vortrag, 3 S. Anhänge betr. Rechenschieber und Temperaturgefälle, 4 S. Aussprachebemerkungen von Obmann *Ogilvie*, *Master of Sempill*, *Cave-Brown-Cave*, *Hodgson*, *Bygrave*, *Wimperis* und *Arthur* und *Calderwood*, diese vgl. 40505, 13 Schaub., 8 Skizz., 5 Zahltaf.). *E.* 40616.

Meßgeräte. Flugzeuginstrumente. (Nachtrag zu 40616. Die 5 Abb. zu Anhang I, »Theorie des Standlinienrechenschiebers«, waren vergessen, der Anhang ist nochmals mit diesen Zeichnungen wiedergegeben.) — *H. E. Wimperis*, Some Recent Developments in Aircraft Instruments, The Journal of the Royal Aeronautical Society **28**, Nr. 158 vom Februar 1924, S. 45 bis 48 (3 ½ Sp., 5 Skizz. von Kugeldreiecken mit Berechnungswerten). *E.* 40617.

Meßgeräte. Der Juhász-Indikator für Schnelläufermotoren gibt, zur Ergänzung der Abbremsversuche, ein Druckraumdiagramm, das durch Trägheitsfehler der aufzeichnenden Teile nicht verzerrt wird. Die einzelnen Punkte des Diagramms entstammen verschiedenen Kreisprozessen. Ein zwangläufiges Steuerglied von kurzer Öffnungsdauer, nämlich zwei gegenlaufende Schieber, zwischen dem Kolbenraum eines gewöhnlichen Schreibstiftindikators und dem untersuchten Motorzylinder, verbindet beide Räume stets in derselben, durch Planetengetriebe einstellbaren Phase.

Beim Verstellen des Phasenwinkels wird die Indikatortrommel der zugehörigen Kolbenstellung entsprechend verdreht. Beim Durchfahren des ganzen Winkelbereiches wird ein vollständiges Diagramm punktweise aufgezeichnet. — Der Juhász-Indikator für schnellaufende Explosionsmotoren; ZVDI **68**, Nr. 19 vom 10. Mai 1924, S. 477 bis 478 (1 ½ Sp., 3 Skizz. der Anordnung bzw. der Schiebersteuerung, 1 Zeichn. der neuesten Ausführung von Lehmann & Michels, 2 Diagramme); auch Forschungshefte für Autotechnik 1924, Nr. 2. *E.* 40618.

Meßgeräte. Neuer Glockenkompaß der Askania-Werke, vorm. Carl Bamberg, Berlin-Friedenau, gibt im Gegensatz zu gebräuchlichen Kompaßarten ohne Ändern der Blickrichtung unmittelbar sinnfällige Richtungsanzeige. Etwa in Augenhöhe des Fliegers ist unter einer Glasglocke die kegelförmige Rose angebracht, deren Karte also nahezu senkrecht steht, aber im Gegensatz zum Trommelkompaß im ganzen zu übersehen ist. — Der neue Glockenkompaß; Luftfahrt **28**, Nr. 5 vom 15. Mai 1924, S. 92 (1 Sp., 1 Skizze des Kompasses). *E.* 40619.

Motoren. Amerikanische Motoren. Wassergekühlter Curtiss D 12-Schraube unmittelbar gekuppelt. Gerippte Aluminiumkolben, 2 Splitdorfmagnete; 2 Zenith-U 5 54 mm-Vergaser zwischen den 60°-V-Zylindern. Aluminium-Blockzylinder, Lauffläche Stahl. Zahnradpumpe für Öl. Schmierung mit 75 vH Gulf 90—95 und 25 vH (?) Öl. Wasser-Kreiselpumpe. Drehzähleranschluß auf ½ untersetzt. Zündfolge 1l-6r-5l-2r-3l-4r-6l-1r-2l-5r-4l-3r.

Je vier Ventile, Steuerwelle liegt oben, jeder Nocken betätigt zwei Ventile über ein T-förmiges Joch, dessen Stössel durch eine Bohrung am Zylinderkopf wirkt, so daß der Ventilschaft nicht seitlich beansprucht wird. Alle Vorrichtungen einschließlich MG-Unterbrecher und Handanlasser, der sehr leicht ist, am Hinterende.

Leistung bei 2000 Umdr./min	375 PS
Leistung bei 2300 Umdr./min	(470) PS
Zylinderzahl	12 PS
Länge	1,42 m
Breite	0,71 (0,22?) m
Höhe	0,86 m
Zylinderinhalt	18,755 l
Bohrung	114,3 (101,6?) mm
Hub	152,4 mm
Verdichtungsverhältnis	5,3 (5,7?)
Hubraum eines Zylinders	1,562 l
Zahl der Kolbenringe je	3
Leistung in Meereshöhe bei 2000 Umdr./min	400 (415?) PS
V-Form der Zylinder	60°
Höchstdrehzahl	2500 Umdr./min
Wirtschaftliche Drehzahl	1850 Umdr./min
Zahl der Kurbelwellenlager	8
Förderung der Ölpumpe bei 2000 Umdr./min	0,27 kg/s
Eintrittstemperatur des Öls höchstens	71° C
Desgl. Durchschnitt	60° C
Öldruck	45,3 at
Einheitsölverbrauch	0,0068 (0,008?) kg/PSh
Förderung der Wasserpumpe bei 2000 Umdr./min	3,84 l/s
Höchsttemperatur des Wassers	82° C
Inhalt der Kühlmäntel	19,4 kg
Einheitsbetriebstoffverbrauch (bei Vollgas, 50 vH Benzol)	0,240 (0,263?) kg/PSh
Benzindruck	1,8 at
Betriebsdauer bis zum Überholen	100 h
Gesamtgewicht mit Nabe, Wasser und Öl	323,9 (329) kg
Leergewicht ohne Zubehör	303,9 (308) kg

zu 40620

Motor: Wright		L 4	J 1	E 4	H 3	T 2	T 3
Kühlung		Luft	Luft	Wasser	Wasser	Wasser	Wasser
Zylinderanordnung		Stern	Stern	90°-V	60°-V	60°-V	60°-V
Zylinderzahl		3	9	8	8	12	12
Bohrung	mm	107	114	119	139	146	146
Hub	mm	133	139	129	149	158	158
Hubraum	l	3,62	13,10	11,76	18,46	31,90	31,89
Leistung in Meereshöhe	PS	60	200	190	320	525	575
Drehzahlen	Umdr./min	1800	1700	1800	1800	1800	1800
Leergewicht	kg	72,3	200,0	217,4	280,0	521,0	525,0
Länge insgesamt	m	0,56	0,66	1,25	1,32	1,70	1,66
Breite bzw. Durchmesser	m	0,96	1,10	0,84	0,98	0,86	0,78
Höhe bzw. Durchmesser	m	0,96	1,10	0,47	0,60	0,66	0,66
Brennstoffverbrauch	kg/PSh	0,226	0,226	0,217	0,217	0,217	0,236
Ölverbrauch	kg/PSh	0,014	0,014	0,008	0,008	0,014	0,014

Motoren. Der Wright T 3-Motor der Wright Aeronautic Corporation, der jetzt in Reihen hergestellt wird, Leistung 675 PS bei 2000 Umdr./min im Betrieb, auf Reisen 750/770 PS. In einem Zeitraum von weniger als 60 h wurde mit nur zwei Unterbrechungen 50 h Dauerlauf gemacht. Vgl. 40620.

Die »T«-Motoren waren nicht für Rennen gebaut; der ursprüngliche »T-2 X« mit 500/550 PS sollte eine Kraftanlage mit geringer Verdichtung und kleiner Geschwindigkeit für Bomben- und Seeflugzeuge sein. Die Vergaser lagen unter dem unteren Kurbel- — L'Air **6**, Nr. 106 vom 1. April 1924, S. 20 bis 23 (7 Sp., 3 Lichtb. von Motoren, 6 Schaub., Zahlentaf. mit wenig Text); Klammerangaben nach Flight **16**, Nr. 800 (17) vom 24. April 1924, S. 232 bis 233 (3 Sp., 3 Lichtb. des Curtiss D 12 »Felix«, 1 Zahltaf.). *H., E.* 40620.

Digitized by Google

Durchschnittswerte der Prüfungen:

	Leistung, bezogen auf 2000 Umdr./min	Brennstoffverbrauch
9/10 Last	602 PS	0,214 kg/PSh
Vollast	670 »	0,240 kg/PSh
Letzte 5 h	680 »	0,249 kg/PSh
Zugehöriger mittlerer Druck		9,8 at
Ölverbrauch während 50 h		0,003 kg/PSh
Motorgewicht ohne Füllung		5,30 kg
Einheitsgewicht		0,77 kg/PS.

gehäuse, beim ähnlichen »T-2« aber im V. »T-3 X« war beträchtlich kürzer, die Zylinderblöcke niedriger, nahm in zwei Stücken am Pulitzer-Rennen teil. Stirnfläche bezogen auf Leistung 10 vH kleiner als bei andern Motoren. Das geringe Einheitsgewicht und die Höhenleistung machen ihn für Kampfeinsitzer und Schnellaufklärungszweisitzer, wie für Bombenflugzeuge und Flugboote geeignet. Einbaulänge beträchtlich kürzer als bei »Condor«, wenn man beibeiden bis zur Schraubennabe rechnet. — *G. S. Mead*, On the Wright »T-3«-Engine; The Aeroplane **26**, Nr. 17 vom 23. April 1924, S. 346 und 348 (2 Sp., eine vergleichende Einbauskizze) als Berichtigung zu früherem Aufsatz der Zeitschrift; dazu Erwiderung des Herausgebers (1 ½ Sp.). *E.* 40621.

Motoren. Der luftgekühlte Junkersmotor von 70/90 PS, ein Sechszylinder-Reihenstandmotor, Steuerwelle oben, Kühlung durch ein Gebläse an der Nabenseite mit leichtem Metallblechgehäuse. Zylinder ohne Kühlrippen, »und noch überraschender ist es, daß anscheinend keine besonderen Vorkehrungen zum Kühlen der Zylinder getroffen sind«. Austritt der Kühlluft längs den Auspuffkammern. Der Motor ist als billige, handliche Kraftanlage für kleine und ziemlich schwache Flugzeuge gedacht, Leichtigkeit und Wirkungsgrad sind der baulichen Einfachheit geopfert worden. Zylinderkopf abnehmbar und leicht zu überholen. An der Getriebeseite sind Halter für einen Querträger angeordnet; Kurbelgehäuse ist entsprechend versteift. — The Junkers Air-Cooled Engine; The Aeroplane **26**, Nr. 6 vom 6. Februar 1924, S. 120 (1 ½ Sp., 3 Lichtb.). *E.* 40622.

Motoren. Verwendung von Kriegsmotoren für Verkehrsflugzeuge ist kostspielig wegen der Betriebsdauer von nur 60 bis 70 h. Einheitsgewicht darf hier jedoch von 1 kg/PS auf 1,3, selbst 1,5 kg/PS gesteigert werden. In planmäßigen Dauerprüfungen zum Erkennen der kurzlebigen Teile sind die Amerikaner vorbildlich. Salmson hat aus dem 230 PS-Z 9 den 260 PS-CM 9 entwickelt, der 200 h Probelauf hinter sich hat, obwohl das Einheitsgewicht kleiner als 1 kg/PS ist.

Die vorhandenen Motoren lassen sich nur durch Herabsetzen des mittleren Druckes oder des Drehmomentes, bezogen auf die Zylinderraumeinheit, länger betreiben; nach Versuchen von Barbarou gibt 0,1 geringeres Einheitsdrehmoment doppelte Betriebsdauer.

Die Motorleistung hängt ab von der Drosselöffnung und von der Bremsung. Für die Wahl der Drehzahl sind maßgebend: vermindertes Drehmoment zugunsten der Betriebsdauer, Vermeiden der Schwingungsresonanz mit Einzelteilen, günstiger Schraubenwirkungsgrad, kleinster Brennstoffverbrauch.

Aus der rechnerischen und zeichnerischen Erörterung der Zusammenhänge von Drehzahl und Leistung folgt, daß die Leistung sich mit einem Drittel, das Drehmoment mit der Hälfte der relativen Drehzahlabnahme ändert. Vermindert man Drehmoment und Drehzahl je um ein Zehntel, so sinkt die Leistung um ein Fünftel, die Betriebsdauer steigt auf 150 h, Ermüdungsbrüche einzelner Teile werden vermieden, das Einheitsgewicht steigt auf 1,2 bis 1,3 kg/PS. Beispielsweise müßte der 370 PS-Lorraine, der bei 1650/min 390 PS liefert, mit 310 PS betrieben werden. Bei der ursprünglichen Drehzahl wäre das Drehmoment 134 kgm, bei 0,06 geringerer (1540 min) 143 kgm, bei 0,10 kleinerer (1480 min) 149 kgm; die Betriebsdauer wäre daher bzw. 200, 150, 100 h; der Schraubenwirkungsgrad wird aber mit abnehmender Drehzahl besser. Ein neuer 320 PS-Lorraine mit 1600 min hat auf dem Prüfstand 100 h ausgehalten; Einheitsgewicht ist kleiner als 1,3 kg/PS. — *F. C.*, L'Utilisation des Moteurs d'Aviation existant sur les appareils civils; L'Aérophile **31**, Nr. 23/24 vom 1./15. Dezember 1923, S. 361 bis 365 (9 Sp., 1 Lichtb. des Salmson CM 9, 3 Schaub., 2 Zahltaf. mit Motorangaben). *E.* 40623.

Segelflug. Rossitten 1924. Bei Oststurm von 12 bis 16 m/s konnte Schulz den Weltrekord mit 8 h 42 min brechen. »Der sehr kräftige Aufwind überwog alle aerodynamischen Feinheiten der einzelnen Bauarten.« Martens segelte mit dem »Strolch« 10 km weit die Dünensteilküste entlang bis zur litauischen Grenze und erreichte mit 240 m mehr als 4fache Dünenhöhe, hat daher »zweifellos« neben dem Gelände- auch Reibungs- und Wärmeaufwind ausnutzen können. An einem folgenden windstillen Tag maßen *Koschmieder* und *Pröll* Gleitwinkel und Sinkgeschwindigkeit von »Strolch« (Führer Martens) zu 1 : 21 bzw. 0,55 m/s, also nur etwa 5 vH schlechter als theoretisch, und beim Hannover »H. 6« (Führer Koch) mit größeren Unterschieden gegen die Vorausberechnung infolge zusätzlicher Steuerbewegungen wegen ganz leichten Seitenwindes. Gleitstrecke 470 m auf 23 m Höhenunterschied bei Windstille und 46 s Flugdauer; bei Aufwind von etwa 0,12 m/s Gleitstrecke etwa 50 m länger (also Gleitwinkel 1 : 20,4 bzw. 1 : 22,6, Sinkgeschwindigkeit 0,50 m/s; Messungen von *Everling* am nächsten Tage ergaben bei ganz schwachem Aufwind für »Strolch« 10 m/s Bahngeschwindigkeit, 0,50 m/s Sinkgeschwindigkeit, Gleitwinkel 1 : 20, für »H 6« 15 m/s Bahngeschwindigkeit, Sinkgeschwindigkeit 0,83, Gleitwinkel 1 : 18,1. D. Ber.). Das einfache Flugzeug von Schulz erreichte etwa 1 : 10 Gleitwinkel im Einklang mit der Theorie. — *A. Pröll*, Der zweite Küstensegelflugwettbewerb, VDI-Nachrichten 4, Nr. 21 vom 21. Mai 1924, S. 1 (1 Sp.). *E.* 40624.

Segelflug. Segelflugsonderheft der »Luftfahrt«: *H. Koschmieder*, Über die Vermessung der Segelflüge im Rhönwettbewerb 1924: Zur Klärung strittiger Fragen, vor allem nach der Möglichkeit dynamischen Segelns, und zur einfachsten Beobachtung des Windverlaufs sind die Segelflugzeuge selbst in der Luft zu beobachten. Dazu muß der Meßtrupp ausgebaut werden.

1. Die Beobachtungsergebnisse sind laufend auszuwerten;
2. geschultem Personal ist die Teilnahme zu ermöglichen;
3. Flugzeuge sind mit Barographen auszurüsten, ein Gerät zum Aufzeichnen der Steuerbewegungen zu entwerfen, ein Fahrtschreiber mitzunehmen, Raumbildmessung auszunutzen, größere Entfernungsmesser bereitzustellen, Beobachtungsplätze zu ebnen; Vordrucke für die Messungen vorteilhaft;
4. Meßtrupp braucht einen eigenen Arbeitsraum;
5. die Flugergebnisse sind amtlich in übersichtlicher Form zu veröffentlichen. 1924 soll der Meßtrupp liefern: Aufwindtopographie, Aufklärung über dynamisches Segeln, Ablösung des Windes in Lee usw.

G. Lachmann, Zur Krisis des Segelfluges: In England ist man vom reinen Segelflug bald zum Leichtflugzeug übergegangen. Wir erforschen dynamischen Segelflug, obwohl er praktisch wenig bedeutet. Das »Flugzeug des kleinen Mannes« liegt noch im weiten Feld und schadet dem Flugsport.

A. Pröll, Segelflugfragen: Haupterfolg des motorlosen Fluges ist Abkehr vom »fliegenden Motor«, der im Luftverkehr unwirtschaftlich ist. Den Wind als Energiequelle voll auszunutzen sind unsere Flugzeuge wohl schon zu groß. Segelflugzeuge lehren Wirtschaftlichkeit (s. Zahltaf.).

Flugzeug	Jahr	Gewicht kg	Flächenbelastung kg/m²	Gleitgeschw. m/s	Gleitwinkel	Sinkgeschw. m/s	Gütezahl c_a^3/c_w^2	Flugzahl $c_a/c_w^{1,5}$	Leistung PS	
Wright . .	1910	480	9,6	17,3	1/8	2,16	33	0,174	24	Segelflugzeuge ohne Motor
Halb Cl IV	1917	1028	36	28,5	1/9	3,15	61	0,128	160	
Vampyr. .	1921/22	195	12	13	1/16	0,8	302	0,058		
Greif . . .	1922	155	9,3	13	1/18	0,72	290	0,059		
»H 6«. . .	1923	145	9,7	12,9	1/28	0,46	720	0,037		

(Spalte »Flugzahl« vom Ber. zum Vergleich hinzugefügt, da die »Gütezahl« jede strömungstechnische Verbesserung ebenso wie deren flugtechnischen Erfolg im Quadrat erscheinen läßt; die Flugzahl ist der Sinkgeschwindigkeit einfach verhältig.) Anzustreben sind kleinster Gleitwinkel und geringste Sinkgeschwindigkeit. Segelflugzeuge wissenschaftlich ausnutzbar für Nachprüfung von Modellversuchen, Erforschung nichtstationärer Flugzustände mit rasch aufzeichnenden Meßgeräten. Verwendung für Verkehrszwecke durch Wind beschränkt, aber Zielflüge beachtenswert. Großer praktischer Erfolg des Segelns: kleinere Leistung auch für Motorflugzeuge; Hilfsmotor (im Gegensatz zum Leichtmotorflugzeug) muß jederzeit anzuwerfen sein und darf mit seiner Schraube die Segeleigenschaften nicht stören, soll aber bei Windstille den Schwebezustand erhalten; selbständiger Start ist erwünscht. Diese Forderungen vielleicht durch beiklappbare Luftschraubenflügel oder durch Schwingenflugzeug lösbar.

Digitized by Google

Walter Georgii, Die Weiterentwicklung des Segelfluges: Praktische Verwertung des dynamischen Segelfluges wird bezweifelt, auch für segelnde Vögel. Gelegentliche dynamische Wirkungen (wie Botsch 1922 örtliche Windunterschiede auf der Windschattenseite der Wasserkuppe zum Höhengewinn ausnutzte) sind kein Gegenbeweis. Natürliche Entwicklung des Segelfluges auch für die nächsten Jahre ist das Ausnutzen des thermischen Aufwindes im Streckenflug.

Felix Stamer, Über den dynamischen Segelflug: »Wir sind mit einem normalen Aufwindflugzeug vielleicht genau so weit entfernt vom dynamischen Segeln als mit einem schweren Motorflugzeug.« Kommen wir ihm durch das Kleinflugzeug näher?

Turbulenz und Böigkeit sind in Bodennähe reichlich vorhanden, so daß »wir überhaupt den dynamischen Segelflug streng von Motoren trennen müssen«.

Kurt Tank, Der dynamische Segelflug:

1. Lilienthals Widderhornwirbel gäbe Rücktrieb.

2. Der Knoller-Betz-Effekt hat sich bisher weder im weitspannenden Darmstädter »Consul« noch in der schwanzlosen Berliner »Charlotte« verwirklichen lassen.

3. Das Kreisen der großen Raubvögel kann man dynamisch durch Ausnutzen der Böen von vorn erklären. Der Mensch wird in absehbarer Zeit die Geschicklichkeit des Vogels im Segeln schwerlich aufbringen.

Botsch, Der Segelflug über der Ebene. Wie weit können Stärke- und Richtungsschwankungen des Windes zum dynamischen Segeln ausgenutzt werden? Nach einer Formel für den Höhengewinn müßte bei 0,85 m/s Sinkgeschwindigkeit ohne Kurven die Windstärke sekundlich um 3 m/s schwanken; günstiger ist Kreisen in Windschwankungen, hierbei müßte die gleichstarke Windschwankung für 10 s auftreten und sich genau dem Zeitmaß des kreisenden Flugzeuges anpassen. Geschicklichkeit des Führers ist dabei noch nicht beachtet; dynamische Wirkungen können also lediglich zur Unterstützung herangezogen werden. Botsch benutzt, da von der Steuerung unserer Flugzeuge höchstens das Höhensteuer genügt, kein Kreisen gegen die Windschwankungen, sondern ein bequemeres Verfahren mit geringerem Höhengewinn. Ausnutzen von Richtungschwankungen des Windes zum Schweben bedingte Luftschwingungen von etwa 8 s Häufigkeit und 55 mm Schwingweite, wie sie ähnlich bisher nicht beobachtet wurden. Auch das Ausnutzen thermischer Strömungen hängt von der Steuerfähigkeit der Flugzeuge ab; die Kräfte sind an warmen Tagen groß genug, um mehrere 100 km weit zu segeln.

Off., Ausbaufragen im Segelflug: Das Erreichte muß horizontal ausgebaut werden durch Schulung des Nachwuchses, vertikal durch wissenschaftliche Weiterentwicklung, auch nach dem Ziel des reinen Menschenfluges, durch den »fliegenden Ingenieur«. Von Kleinstflugzeugen haben nur hochwertige Sonderbauarten Aussicht.

Eisenlohr, Auf der Wasserkuppe bei Flugwetter (Schilderung des Lagerlebens mit Lagerplan).

Ein See-Segelflugzeug der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft in Stralsund, 16 m Spannweite, 7 m Länge, erhob sich bereits 1922 bemannt, mit einer kleinen Jolle als Treibanker. Schwierigkeit des Starts, daß man nicht, wie beim Segelflug, zuerst sinken darf. Start am besten durch schleppendes Begleitboot oder Einholen einer Schleppleine mit 1 bis 2 m/s, nur bei Windstärke von 12 m/s an möglich. Über 15 m/s Gefahr freiwilligen Startens. Weitere Schwierigkeit: Seegang.

Petschow, Segelflug und Freiballon. Der labile Freiballon müßte der genauen Erforschung des Windgefüges dienstbar gemacht werden, da er sich der Luftbewegung gut anpaßt. Bereits die Fahrten nach dem Kriege gäben ausgewertet reiche Aufklärungen. Wirbelfreier Hangwind auf der Luvseite der Gebirge, oft überraschend starke Aufwinde an der Leeseite; Beobachtung des Strömungsverlaufes an bewegten Baumwipfeln, vor allem der »abwindigen Wirbel«. Erforschung der Turbulenzen und Böen, der thermischen Aufwinde und Sperrschichten, die gelegentlich durchbrochen wurden. Unterhalb der Hochsommer-Cumuli, vormittags zwischen 8 und 10 Uhr in 800 bis 900 m Höhe stärkster Aufstrom; nachmittags häufig senkrechte Wirbel in den Cumuli; Ausnutzen der Aufwinde vor Gewittern bedenklich. Thermische Segelwirkungen, also »Zufallstreffer«. Einzige Möglichkeit, dynamisch länger zu segeln, nur an Schichtgrenzen mit Windsprung, die der Freiballon als Schwimmschichten feststellt; auf solchen Gleitflächen meist Zunahme des Windes, selbst um 8 bis 10 m/s, Luftwogen von 20 bis 50 m Höhe und 400 bis 500 m Wellenlänge, die dem Segelflugzeug periodische Wiederkehr von Schwellen und Flauten geben. Diese Sprungschichten, besonders im Winter, häufig 50 bis 200 m hoch, zuweilen durch wagrechte Dunstgrenze oder tiefliegende Nebelschicht sichtbar; dämpfen auch bei Sturm die Turbulenz der unteren Schichten; hier ist »der dynamische Segelflug mit Erfolg durchführbar«. Im Hochsommer liegen solche Schichten erst über Cumulus-Höhe, also selbst für die Rhön zu hoch, erst nach Sonnenuntergang in Erdnähe. Da Sprungschicht den Hangwind an hindurchragenden Bergen verstärkt, waren Winterfernflüge von der Rhön aus aussichtreich. Das lernt der Segelflieger im Freiballon! — Segelflug-Sonderheft »Luftfahrt« 28, Nr. 3 vom 15. März 1924, S. 33 bis 46 (27 Sp., zahlreiche Lichtb. und Skizz. von Segelflugzeugen usf., 1 Zahltaf.). *E.* 40625.

Segelflug. Kleinstflugzeuge die Frucht der Segelflüge; das lehren die Wettbewerbe von 1923. Die Entfernungsrekorde sind nur noch um wenige km zu überbieten. »Müssen wir nicht versuchen, neue Wege zu finden, die uns unserem wirklichen Ziele, dem dynamischen Segelflug, näher bringen?« (Vgl. hierzu die Segelflug-Aussprache auf der Jahrestagung der WGL am 6. und 7. Oktober 1923, ZFM 14, Nr. 17/22, 26. November 1923, S. 135, 145 und 147). Die Erfahrungen mit statischen Segelflugzeugen, die dem Aufwind etwa 3 PS entziehen, machen »das Motorrad der Luft« von 6 PS möglich. — Stamer, Das Motorrad der Luft, Luftfahrt 28, Januar 1924, S. 6 bis 7 (1 Sp.). *E.* 40626.

Wetter. Die Wettervorhersage. 1. Prognose bedingt eine genaue Diagnose, ein Bild der herrschenden Witterung. »Täglicher Wechsel im Prognosendienst ist ein Unding«, weil an Stelle der Lage der Hoch- und Tiefdruckgebiete die Luftkörper und ihre Geschichte wichtig sind.

2. Die räumliche Bewegung und Änderung der Luftmasse ist nur mit geometrischem und physikalischem Verständnis zu erfassen.

3. In Lindenberg wird die Wetterkarte mit Druck, Temperatur, Wind und Bewölkung und die Karte der Druckänderungen sogleich aus dem Funkempfänger gezeichnet. Ferner liegen eine Höhen-Windkarte und eine Karte für Wolken, Witterung und Verlauf vor.

Zur Diagnose werden Gebiete steigenden Luftdruckes (kalte Luft) blau, solche fallenden (warme Luft) rot gezeichnet, Linien gleichen Luftdruckes schwarz, dazu gelb einige Linien gleicher Temperatur, besonders wenn ein »kaltes Kissen« den Kontinent bedeckt, wobei die Luftmassen darüber Wolken und Niederschläge hervorrufen. Die Wolkenkarte läßt Gebiete mit Aufgleit- und Einbruchswolken erkennen. Deren Rückübertragung auf die Druckkarte ergibt bei Beachtung von Wind- und Druckänderung die Schnitte der Gleitflächen mit dem Erdboden. In der Druckkarte sind rote Aufgleit-, blaue Einbruchslinien, grüne Flächenschraffur: Niederschläge, blaue: Nebel (für den Luftfahrer wichtig), rot und blau weitschraffiert: Projektion der Aufgleit- und Einbruchsflächen, orange: Windpfeile, violett: Abgleitlinien und braun: Bergensche Numerierung der Zyklonen.

4. Vorhersage gründet sich auf die Fortbewegungsrichtung der Zyklonen; dafür sind die Höhenmessungen wichtig. Fragen: Welche Erscheinungen treten mit der Fortbewegung auf? Wie wird morgen die Wetterkarte aussehen?

5. Diese Erkennung und Vorhersage erfordert Zeit und Übung. Weil die Wetterdienststellen wenig Personal haben, wird für die Flieger von Lindenberg um 10^{05} im Anschluß an die »Wetternachrichten für Luftfahrt« (Zusammenstellung der Höhenbeobachtungen in Europa und Nordafrika) in Klartextübersicht »Voraussichtliches Flugwetter« von Königswusterhausen auf Welle 5700 m gefunkt, davor eine vorläufige Diagnose. Falls für diese Interesse bei den Wetterdienststellen besteht, soll sie ausgebaut und zu späterer Stunde ausführlicher verbreitet werden. — *K. Keil*, Die Wetterprognose mit besonderer Berücksichtigung der Lindenberger Methoden; Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, November 1923, Blatt 11/12 (1½ Sp.). *E.* 40627.

Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereines Deutscher Ingenieure. Nächste Vorträge:

Montags 5^{15} nachmittags im Hörsaal 158 (Hauptgebäude) der Technischen Hochschule Berlin:

7. Juli: Prof. Dr. W. Hort, Schwingungen von Platten.

21. Juli: Dr.-Ing. G. Flügel, Praktische Anwendungen krummliniger Koordinaten, zweiter Teil.

Die Mitglieder der WGL sind eingeladen, Gäste willkommen.

i. A.: Everling.

Digitized by Google

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

391 280/77 h, 5. Flugzeugsteuerung. De Havilland Cy, Edgeware (Engl.). B 31. 3. 22. V 1. 3. 24. Unter Schutz steht bei Flugzeugen mit Klappenrudern eine solche Verbindung der Klappen miteinander, daß der aufwärts bewegte Flügel um einen größeren Winkel als der abwärts bewegte gedreht wird.

391 281/77 h, 5. Flugzeug. Otto Truumees, Berlin. B 6. 8. 21. V 6. 3. 24. Anscheinend um in annähernd normaler Rumpflage senkrecht aufsteigen zu können, sind »lediglich in dem Bereich des durch die Luftschraube von besonders großen Abmessungen erzeugten Luftstroms eine größere Anzahl Tragflächen übereinander angeordnet«.

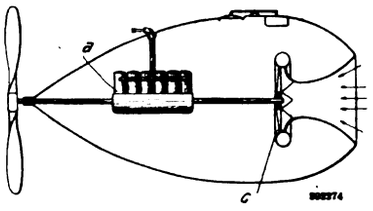
391 844/77 h, 2. Prallschiffgerüst. Lustuv G. m. b. H., (Erf.: Karl Flittiger) Berlin. B 9. 4. 22. V 4. 3. 24. An einem Kielgerüst, das aus einer Anzahl aneinandergelenkter Einzelteile besteht, ist die Verbindung der einzelnen Elemente durch vorgespannte, federnde Kupplungen unter Schutz gestellt.

391 722/77 h, 5. Endstück für hölzerne Flugzeugstreben. E. Heinkel, Travemünde. B 22. 12. 21. V 14. 3. 24. Das Endstück, das in entsprechende Ausnehmungen der zweiteiligen Strebe eingesetzt wird, hat Querrippen (Flanschen), die sich in (leimausgegossene) Nuten legen.

391 723/77 h, 15. Luftgekühlter Kondensator für dampfbetriebene Luftschiffe. Dr. R. Wagner, Hamburg. B 20. 6. 22. V 8. 3. 24. Besteht aus Röhren größerer Länge, die sich der Tragkörperform anpassen.

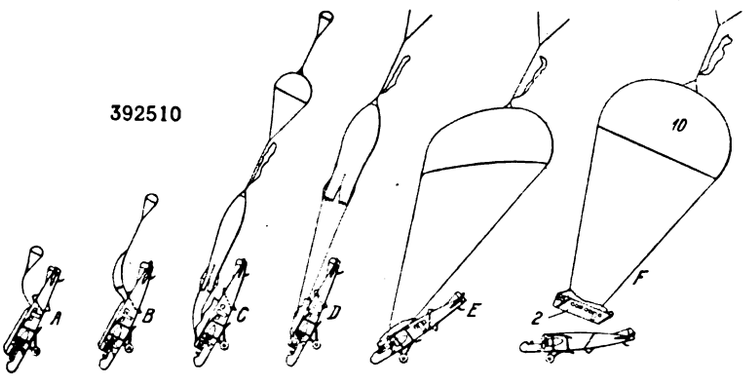
391 904/77 h, 6. Nabenausbildung für Umlaufkörper, insbes. Flugzeugpropeller und Schwungräder. Dipl.-Ing. A. von Sabsay, Zehlendorf. B 19. 11. 22. V 13. 3. 24. Eine konstruktive Ausbildung, die bei Propellern die leichte Auswechselbarkeit einzelner Flügel bezweckt.

392 274/77 h, 15. Treibwerk für Luftfahrzeuge. Luftschiffbau Zeppelin und Dr.-Ing. L. Dürr, Friedrichshafen.



B 27. 6. 20. V 21. 3. 24. Der Motor *a* ist in einem von der Außenluft abgeschlossenen Maschinenraum angeordnet, dem durch ein Gebläse *c* od. dgl. Druckluft in solchen Mengen zugeführt wird, daß der Innendruck zwecks Erzielung möglichst gleichbleibender Motorleistung annähernd auf der Höhe von einer Atmosphäre gehalten wird, wobei die Höhe des Luftdrucks geregelt werden kann. Die Mitfahrerräume können unter denselben Druck gesetzt werden.

392 510/77 h, 5. Luftfahrzeug. E. R. Calthrops Ltd., London. B 14. 5. 22. V. 21. 3. 24. Als bekannt vorausgesetzt sind ablösbare, mit mehreren Fallschirmen verbundene Fahrgastkabinen. Geschützt ist dabei, daß die Kabine 2 mit rückwärts schräg nach oben gerichteten Laufbahnen versehen ist, die mit entsprechenden Laufbahnen am Luftfahrzeug zusammenwirken, um nach der durch die Fallschirme bewirkten Entkupplung der Kabine ihre Ablösung vom Luftfahrzeug zu erleichtern. Die Bilder *A—F* stellen die verschiedenen Entfaltungsstufen dar.



392 511/77 h, 5. Verspannung für Luftfahrzeuge. J. A. Latham, Caudebec (Frkr.). B 1. 10. 22. V 26. 3. 24. Das Spannkabel ist durch eine Reihe von Lamellen ersetzt, die ohne Verbindung miteinander nebeneinander gelegt sind, und zwar mit abnehmenden Breiten derart, daß im Querschnitt ein windschnittiges Profil entsteht.

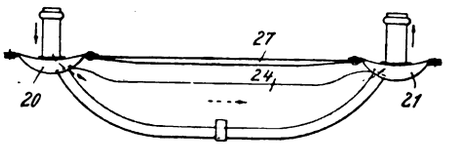
392 513/77 h, 6. Anordnung der Hubschrauben für Schraubenflieger. R. P. Pescara, Barcelona. B 22. 11. 19. V 26. 3. 24. Mit Hilfe eines Nockens, der durch Verschiebung verstellbar ist, wird bei jedem Flügel während des Umlaufs der Anstellwinkel geändert.

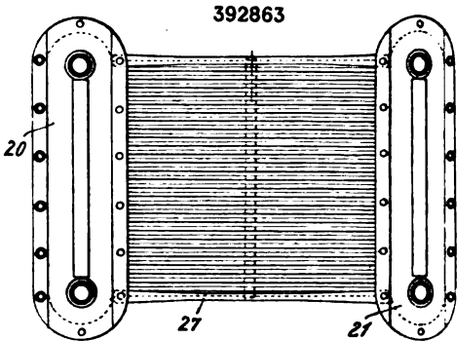
392 514/77 h, 9. Hydraulischer Stoßdämpfer für Flugzeuge. B. Johnen, Baumschulenweg. B 6. 8. 22. V 21. 3. 24. Die Bremsflüssigkeit wird zwischen den Windungen einer Schraubenfeder durchgepreßt; bei deren Zusammendrückung wird der Durchflußquerschnitt verringert.

392 861/77 h, 5. Flugzeug mit frei tragenden Tragflächen. E. Heinkel, Travemünde. B 9. 6. 22. V 28. 3. 24. Die Holme der Tragflächenhälften übergreifen sich an den einander zugekehrten, keilförmig abgeschrägten Enden und werden dort durch Bolzen lösbar gegeneinander gepreßt.

392 862/77 h, 5. Vorrichtung zum Messen der Geschwindigkeit der Luft im Verhältnis zum Flugzeug. R. Heinzmann, Frankfurt a. M. B 19. 1. 23 V 28. 3. 24. Ein mit einer Pfeife ausgerüsteter Luftfangtrichter ist derart federnd mit dem Flugzeug verbunden, daß durch die Bewegung der Pfeife zu einem feststehenden Kolben die Tonhöhe der Pfeife geändert wird.

392 863/77 h, 5. Kühler für Luftfahrzeuge. A. Lamblin, Paris. B 4. 12. 21. V 24. 3. 24. Die in ihrer Form sich dem Flugzeugrumpf anpassenden, zwischen sich die Kühlelemente 24 aufnehmenden Sammler





20, 21 sind durch nachgiebige Stege 27 miteinander verbunden, um den Kühler genau an den Rumpf passen zu können.

392 866/77 h, 5. Flugzeug mit schwenkbaren Tragflächen. Dornier Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen. B 16. 4. 22. V 31. 3. 24. Die Abfangorgane der schwenkbaren Flügelteile sind in der Verlängerung der Schwenkachse drehbar gelagert.

392 867/77 h, 9. Fahrgestell mit hochklappbaren Rädern für Wasserflugzeuge. Vickers Ltd., Westminster (Engl.). B 21. 7. 20. V 24. 3. 24. Die Räder werden von schwenkbaren Rahmen getragen, deren Fußpunkte an den Rumpfseiten zwangläufig geführt werden, um die seitliche Bewegung von Rad und Rahmen zu verhindern.

393 457/77 h, 6. Flugzeug mit zwei gleichachsigen Luftschrauben. Ramsay Condensing Locomotive Cy Ltd, Glasgow. B 18. 3. 22. V 3. 4. 24. Zwei auf einer Welle hintereinander angeordnete, wahlweise mit ihr zu kuppelnde Luftschrauben werden beide in gleichem Drehsinn angetrieben, haben jedoch gegenläufige Steigung, so daß eine von ihnen als Bremse zu wirken vermag.

393 458/77 h, 9; Zus. zu 392 514. Hydraulischer Stoßdämpfer für Flugzeuge. B. Johnen, Baumschulenweg. B 24. 1. 23. V 3. 4. 24. Beim Gegenstande des Hauptpatents eine bestimmte Federanordnung.

393 684/77 h, 5. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Dipl.-Ing. W. Siecke, Berlin. B 21. 5. 19. V 8. 4. 24. Zum Zwecke der Beibehaltung bestimmter Grenzgeschwindigkeiten, die zur Erhaltung der Stabilität erforderlich sind, ist in das Handsteuerungsgestänge ein von einem Neigungs-, Geschwindigkeits- o. dgl. Messer beeinflußtes Solenoid eingeschaltet, das bei Bewegungen der Handsteuerung über bestimmte Grenzen hinaus eine Verlängerung oder Verkürzung des Steuergestänges bewirkt.

393 685/77 h, 5. Anzeige- und Stabilisierungsvorrichtung. L. Constantin, Paris. B 8. 11. 21. V 5. 4. 24. Ein Windfahnensystem zeigt Änderungen der Fahrtwindrichtung an.

393 686/77 h, 5. Leicht lösbare Tragflächenbefestigung für Flugzeuge. E. Heinkel, Travemünde. B 9. 6. 22. V 14. 4. 24. An der Tragfläche sind Haken befestigt, die durch Schlitze von am Rumpf sitzenden Gleitstücken hindurchgesteckt werden; durch Verschiebung kommen letztere mit dem Hakenmaul zum Eingriff.

393 687/77 h, 5. Segelflugzeug. A. Petersen, Hamburg. B 11. 1. 22. V 14. 4. 24. Ein Kunstfluggerät nach O. Lilienthalscher Art, bei dem die Arme des Fliegers in den ausgespreizten Flügeln liegen und Tragflächenbespannung und Fliegeranzug ein Ganzes bilden.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering Library
AUG 30 1924

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

13. u. 14. Heft | **München, 26. Juli 1924** | **15. Jahrgang**

13. ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL

vom 2. bis 5. September 1924 in Frankfurt a. M.

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

ASKANIA

Glockenkompasse

Kompasse und Bordinstrumente für Luftfahrzeuge, Geschwindigkeitsmeßstationen

ASKANIA-WERKE A.-G.
vorm. Carl Bamberg
BERLIN-FRIEDENAU
Kaiser-Allee 87–88

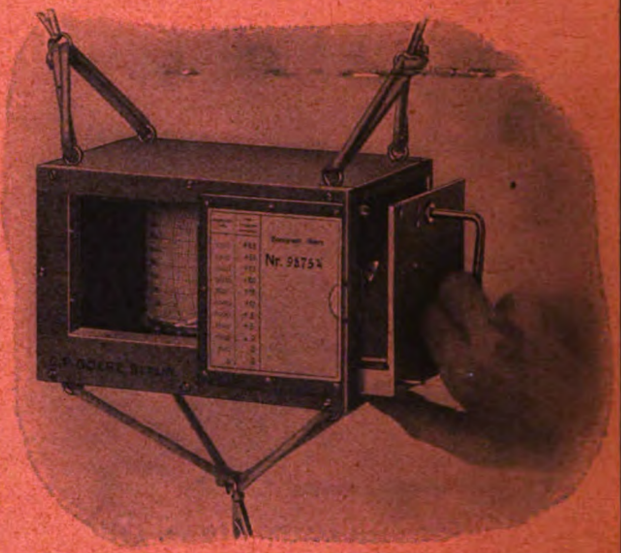
Gummikabel

für **Abfederung** und für **Startseile**
jeder Stärke, jeder Dehnung
Nur Qualitätsware / Glänzende Gutachten
fertigen seit langen Jahren (18)

Dr. W. Kampschulte Akt.-Ges., Solingen
Telegramme: Dynamo / Telephon 282
Boxballkabel / Sportgeräte / Puppenkabel

GOERZ

Höhenmesser, Höhenschreiber, Neigungsmesser sowie andere Flugtechnische Meßinstrumente



Prospekte kostenlos
Opt. Anstalt C. P. GOERZ A.-G.
Berlin-Friedenau 203 (23)

Dr. Th. Horn, Leipzig 30

„HOLU" e59 / Abb. 648

„HOLU"
Tachometer und Tachographen
für
Luftfahrzeugmotoren

Zur Technischen Messe in Leipzig, 31. August bis 6. September 1924: Haus der Elektrotechnik, Mittelhalle, Erdgeschoß, Gruppe 3, Stand Nr. 169

AUTOGENE ALUMINIUM SCHWEISSUNG

D·R·P 222960
D·R·P 224284

GRIESHEIMER AUTOGEN VERKAUFS-G·M·B·H
FRANKFURT A·M

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

13. u. 14. Heft | 26. Juli 1924 | 15. Jahrgang

Rundgang durch die III. Prager Luftfahrzeug-Ausstellung.

Von F. Kasinger.

Der rührige tschechische Aero-Club hat, wie in den vergangenen so auch in diesem Jahre, in Prag eine internationale Luftfahrzeug-Ausstellung veranstaltet, die außer von der Tschechei selbst von England, Frankreich und Deutschland gut beschickt war. Die Eröffnung fand am 31. Mai durch den Präsidenten Masaryk in Gegenwart des diplomatischen Corps, sowie der Vertreter der Luftministerien Englands und Frankreichs, die eigens für diesen Akt auf dem Luftwege eingetroffen waren, statt. Für die deutsche Industrie war die Einladung zur Beschickung dieser Ausstellung bemerkenswert, weil sie zum ersten Male nach dem Kriege in einem der Entente angeschlossenen Lande ihre Erzeugnisse auszustellen Gelegenheit fand. Aus diesem Grunde war es auch bedauerlich, daß Deutschland weder bei der Eröffnung, noch auch bei dem am gleichen Tage stattfindenden Bankett amtlich vertreten war.

Abb. 1.

Abb. 2.

Die hohen, großen Ausstellungsräume, nach einheitlichem Gesichtspunkt ausgestattet, ließen die ausgestellten Gegenstände voll zur Wirkung kommen. Erklärlicherweise herrschten auf der Ausstellung die tschechischen Erzeugnisse, die durchweg durch saubere Bauausführung angenehm auffielen, vor. Auf dem Stande der Firma »Aero« fiel besonders ein 2-motoriges Großflugzeug auf; der Rumpf erinnerte an die Konstruktion unserer »Gothas«, die Flügel an den Goliath-Typ von Farman. Die staatlichen Werkstätten hatten u. a. ein Bombenflugzeug ausgestellt, welches, mit 260-PS-Maybach-Motor ausgerüstet, mit guten Formen bemerkenswerte Leistungen verband. Steigzeit auf 6000 m in 35 min mit 500 kg Zuladung.

Abb. 3.

Eine gute Übersicht über die Vielseitigkeit ihrer Produktion bot der Stand der Firma Milos Bondy (Avia), von welcher die markantesten Flugzeuge in nachfolgender Zahlentafel zusammengestellt worden sind:

Deutschland war durch die Firmen Albatros, Dietrich-Gobiet, Junkers und Steffen & Heymann vertreten. Albatros hatte seine Sport-Typen L 59/60 und L 66, Dietrich-Gobiet seine bekannten Flugzeuge und Junkers neben je einer

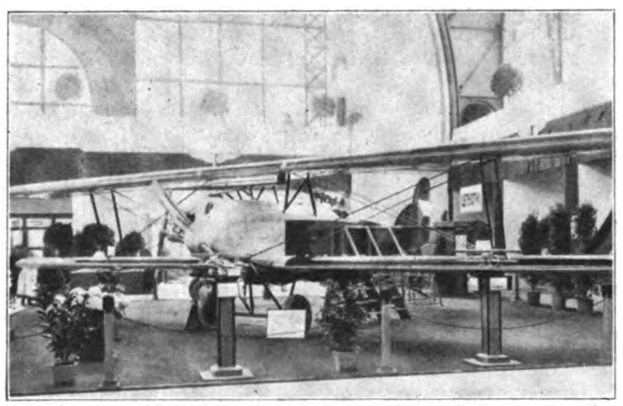


Abb. 4.

Zahlentafel 1.

Typ	BH 9	BH 10	BH 11	BH 12	BH 16	BH 17	BH 18
Verwendungszweck	zweisitziges Schulflugzeug	einsitzige Schulmaschine	Sportflugzeug zweisitzig	Tourenflugzeug zweisitzig	einsitziges Leichtflugzeug	einsitziges Jagdflugzeug	einsitziges Jagdflugzeug
Motor	60 PS Walter	60 PS Walter	60 PS Walter	60 PS Walter	16 PS Vaslin	300 PS Hispano	300 PS Hispano
Spannweite . . . m	9,72	8,8	9,72	9,72	9,5	8,85	10,8
Länge . . . . . m	6,64	5,42	6,64	6,6	5,45	6,73	7,37
Flächeninhalt . . . m^2	13,6	9,8	13,6	13,6	10,6	21.10	18,3
Leergewicht . . . kg	345	288	344	300	125	815	783
Nutzlast . . . . . kg	200	126	228	200	90	310	367
Vollgewicht . . . kg	552	414	572	500	215	1125	1150
Aktionsradius . . . h	$2^3/_4$	3	$4^1/_2$	4	$3^1/_4$	2	$2^1/_2$
Geschwindigkeit . . h/km	155	165	155	150	120	240	260
Steigfähigkeit . . . m/min	2000/12,5	2000/10	2000/13	2000/10	1000/10	5000/14	5000/15
Bemerkungen		Eindecker	Eindecker	Eindecker halbfreitragend	Eindecker	Zweidecker	Tiefdecker

Digitized by Google

Wasser- und Land-Limousine ein Schulflugzeug ausgestellt, welches sowohl als Eindecker wie auch als Zweidecker Verwendung finden kann (90 PS Le Rhône-Motor). Außerdem waren die deutschen Firmen auf dem Prager Flugplatz Kbely mit Vorführungsflugzeugen vertreten.

England war im Vergleich zur vorjährigen Ausstellung in Göteborg verhältnismäßig schwach vertreten. An Flugzeugen waren ausgestellt das bekannte Torpedo-Flugzeug der Firma Blackburne, seitens der Firma Armstron das »Siskin«-Flugzeug, welches im vergangenen Jahr das Rennen um den Königs-Pokal gewonnen hatte und schließlich Avro mit einem Schulflugzeug, das, nach seinem Äußeren zu urteilen, gute Leistungen haben muß.

Wenn auch nicht so stark wie in Göteborg, so doch mit besseren Flugzeugen war Frankreich in Prag vertreten. Dewoitine hatte seinen Typ D 1 C 1 ausgestellt. Motor 300-PS-Hispano, Nutzlast 220 kg, Aktionsradius 3 h. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges wird angegeben mit 247 km in Bodennähe, 250 km in 2000 m und 240 km in 5000 m Höhe; Landungsgeschwindigkeit soll nur 80 km betragen. Die Steigzeiten sind folgende: 2000 m in 4 min 15 s, 3000 m in 6 min 5 s, 4000 m in 10 min 3 s, 5000 m in 15 min 5 s, Gipfelhöhe 8500. Bleriot zeigte seinen Spad 81 Ce — ein einsitziges Jagdflugzeug — ausgerüstet mit 300-PS-Hispano. Der Apparat ist letzthin in der französischen Armee eingeführt worden. Farman hatte auf riesengroßem Stande nur ein Gleitboot ausgestellt und auf die Ausstellung von Flugzeugen völlig verzichtet. Henry Potez war durch ein zweisitziges Aufklärungs-Flugzeug Typ XV mit 400 PS-Lorraine-Motor vertreten, wie er für die französische und polnische Armee in Serien geliefert wird. Auf dem Stande von Breguet war der Typ XIX zu sehen, ein Universal-Flugzeug, das für Kampf, Aufklärung und Bombenwurf geeignet sein soll. Mit einem Flugzeug des genannten Typs hat übrigens Leutnant Pelletier d'Oisy seinen bekannten Flug von Frankreich nach Asien ausgeführt. Die Compagnie Franco-Roumaine hatte ihr schon von Göteborg her bekanntes Strecken-Panorama u. desgl. das französische Luftministerium ihre allgemein belehrende Propaganda-Wander-Ausstellung gesandt, die beide für das Laien-Publikum sehr anschaulich sein mögen.

Zum Schlusse noch einige Worte über die ausgestellten Motoren. Napier und Rolls Royce waren durch ihre bekannten Typen vertreten, bemerkenswert war ein von de Dietrich-Lorraine neu herausgebrachter 1000 PS-Motor, der aber augenscheinlich noch nicht ausprobiert war. Salmson hatte nichts Neues zu zeigen, auch Renault nicht. Einen sehr guten Eindruck machten die von der Firma Walter ausgestellten Luftfahrzeug-Motoren. Auch der Junkers-Motor fand viel Beachtung.

Besonderes Interesse fand auch der auf der Ausstellung befindliche Autokartograph, welcher von einer tschechischen Firma gezeigt wurde.

Alles in allem kann man die Ausstellung als wohl gelungen bezeichnen. Sie dürfte uns eine Anregung geben, auch bald in Deutschland eine solche zu veranstalten.

Neue Albatros-Flugzeuge.

Von G. Krupp.

Trotz der Knebelungen, welche der Versailler Vertrag und das Londoner Ultimatum für die deutsche Flugzeug-Industrie im Gefolge hatten, haben die Albatroswerke ständig weitergearbeitet, während der Zeit des Bauverbotes zwangweise nur auf dem Papier, nach dessen Aufhebung aber in der Praxis.

Das Ergebnis dieser Arbeiten sind 3 neue Flugzeugtypen, die in nachstehendem kurz behandelt werden sollen.

L 58 ein Verkehrsflugzeug (Abb. 1) ist zur Aufnahme von 7 Personen einschließlich Führer eingerichtet. Die Maße über alles betragen: Länge 10,87 m, Spannweite 18 m. Das Flugzeug ist ein Eindecker. Die über dem Rumpf liegende freitragende Fläche wird an 4 Befestigungspunkten am Rumpf gehalten, die leicht zu lösen sind. Führer- und Beobachtersitz sind hinter bzw. über dem Motor angebracht, wodurch freie Sicht für beide gewährleistet ist. Bei Aufstellung der Kabine ist besonderes Gewicht auf größtmöglichste Bequemlichkeit für die Fluggäste gelegt worden. Auch Toilette mit Wasserspülung ist vorhanden. Rumpf und Flächen sind aus Sperrholz hergestellt.

Die Eigenschaften des Flugzeugs mit 260 PS-Maybach-Motor sind folgende:

Zuladung	880 kg	Geschwindigkeit . .	150 km/h
Gesamtgewicht .	ca. 2250 kg	Steigzeit auf 2000 m .	30 min
Flugdauer	ca. 4 h		

L 59/60 ist als Sportflugzeug (Abb. 2) gebaut. Als Einsitzer (L 59) ist es mit einem 55-PS-S.H.-Motor ausgerüstet. Rumpf und Fläche sind mit Sperrholz beplankt. Der Sitz des Fluggastes beim L 60 befindet sich rechts gestaffelt hinter dem Führer. Der Betriebsstoffbehälter befindet sich im Schwerpunkt unter dem Führersitz.

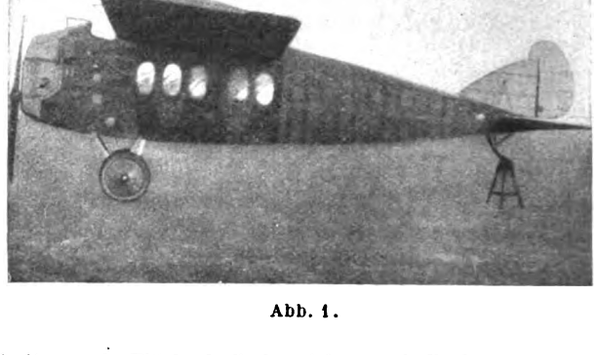


Abb. 1.

Die freitragende Fläche befindet sich unterhalb des Rumpfes (Tiefdecker). Der bequemen Transportmöglichkeit halber ist sie dreiteilig gebaut. Das Fahrgestell zeichnet sich von den sonst üblichen dadurch aus, daß durch eine zweckmäßige Verkleidung der Fahrgestellstreben und der Räder, ferner durch Fortfall der Radachse eine erhebliche Verringerung des Luftwiderstandes erzielt wird. Die Spur-

Abb. 2.

breite ist außergewöhnlich breit gewählt, um ein sicheres Rollen am Boden zu erzielen. Das Auswechseln der Streben bzw. Anbringen von Schwimmern statt des Landfahrgestells ist ohne Vornahme von Änderungen in Rumpf oder Fläche möglich. Über Einzelheiten gibt nachstehende Zahlentafel Auskunft:

Spannweite	10,30 m	Flügelseitenverhältnis . .	1:8,5
Länge	5,40 m	Pfeilform der Flügelvorderkante	1,5°
Höhe über alles . . .	2,65 m	V-Stellung der Flügel . .	3°

Zahlentafel 1.

	L 59	L 60
Motor	55 PS S-H.	75 PS S-H.
Leergewicht	353 kg	369 kg
Flugzeugführer	75 kg	75 kg
Fluggast	—	75 kg
Betriebsstoff	57 kg	81 kg
Zuladung	132 kg	231 kg
Fluggewicht	485 kg	600 kg
Tragfläche	10 m²	10 m²
Flächen-Belastung	48,5 kg/m²	60 kg/m²
Leistungs-Belastung	8,1 kg/PS	7,5 kg/PS
Geschwindigkeit	150 km/h	165 km/h
Steigzeit auf 1000 m	9 min	8 min
Flugdauer bei voller Motorleistung . .	3,5 h	2,5 h

In L 66 ist, dem Zuge der Zeit folgend, ein Kleinflugzeug für 2 Personen geschaffen worden (Abb. 3). Ausgerüstet mit einem 30-PS-Motor und mit Doppelsteuerung versehen, erscheint es geeignet, den

Digitized by Google

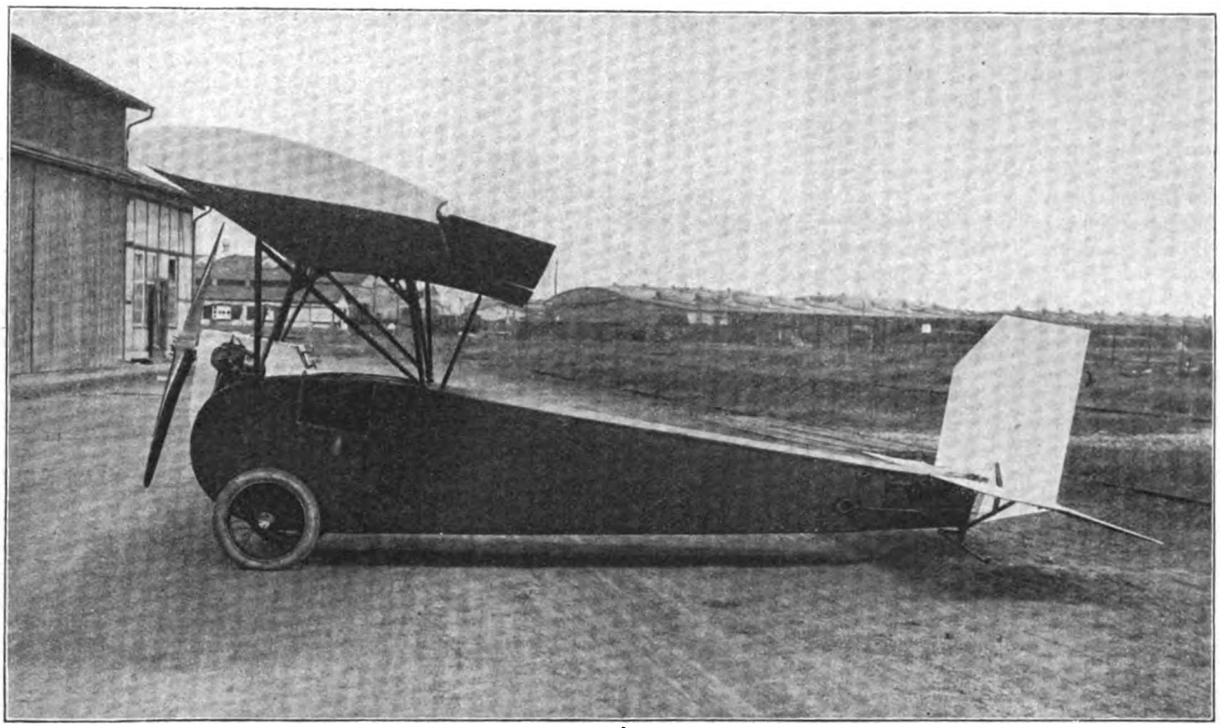


Abb. 3.

Anforderungen, welche zurzeit an Kleinflugzeuge gestellt werden, vollauf zu genügen, zumal bei Konstruktion und Bau besonderer Wert auf möglichst niedrigen Verkaufspreis gelegt wurde, ohne hierdurch die Güte der Ausführung zu beeinträchtigen. Der Rumpf ist aus geschweißtem Stahlrohr hergestellt und mit Stoff bespannt. Führer und Fluggast sitzen hinter dem Motor nebeneinander, ein besonderer Vorzug für Ausbildungszwecke. Die zweigeteilte Tragfläche, über dem Rumpf angeordnet (Hochdecker), ist aus Holz hergestellt und mit Stoff bespannt. Abweichend von den bisher üblichen Konstruktionen, ist die Achse des Fahrgestells in den Rumpf hineingezogen worden. Nicht nur, daß hierdurch der Luftwiderstand verringert wird, ist auch durch den so erreichten geringen Abstand des Führers vom Erdboden die Landung sehr erleichtert, was wiederum beim Schulen äußerst angenehm empfunden werden wird. Zwecks Erleichterung der Transportmöglichkeit können die Flügel nach hinten geklappt werden. In diesem Zustande hat das Flugzeug folgende Abmessungen:

Breite	1,2 m
Länge	5,5 m
Höhe	2,2 m.

Der Tank ist zur Aufnahme von 33 l eingerichtet, was einer Flugdauer von 3 Stunden entspricht.

Zahlentafel 2.

Leergewicht	220 kg	Tragfläche	13,5 m²
Flugzeugführer . . .	75 »	Flächen-Belastung . .	29,3 kg/m²
Fluggast	75 »	Leistungs-Belastung .	12 kg/PS
Betriebsstoff	25 »	Geschwindigkeit . . .	100 km/h
Fluggewicht	395 »	Steigzeit auf 1000 m .	9 min

Der Kompaß im Luftfahrzeug. – Folgerungen aus der Entwicklung des Seekompaßwesens nach Theorie und Praxis.

Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 14. März 1924.

Von H. Meldau, Bremen.

Einleitend betont der Vortragende, daß bei keinem der Instrumente, die dem Flugzeugführer für die Erfüllung seiner mannigfaltigen Aufgaben dienen sollen, eine allgemeinere Aussprache zwischen dem Konstrukteur des Instrumentes, den Fliegern, den Wissenschaftlern und den Erbauern der Flugzeuge so notwendig ist, wie beim Kompaß. Ein zufriedenstellendes Arbeiten des Kompasses an Bord der Flugzeuge kann nur dann erzielt werden, wenn alle Beteiligten Verständnis für das Instrument und seine Existenzbedingungen gewinnen, und wenn neben diesem Verständnis der beharrliche Wille zur Zusammenarbeit vorhanden ist.

Zwei große Probleme stellt der Magnetkompaß — nur von ihm soll hier die Rede sein — bei seinem Gebrauch auf einem Fahrzeug:

1. Das magnetische Problem der Ablenkung oder Deviation der Kompaßnadel aus dem magnetischen Meridian durch das Fahrzeug, falls dieses ganz oder zum Teil aus magnetischem Material hergestellt ist,
2. das dynamische Problem der Ruhe inmitten der Bewegungen des Fahrzeuges.

Die Lösung dieser Probleme für die Luftfahrzeuge kann sich die wissenschaftliche Arbeit zunutze machen, die auf dem Gebiete des Seekompaßwesens im Laufe fast eines Jahrhunderts geleistet ist, und an der sich hervorragende Physiker wie Airy, Poisson und Lord Kelvin beteiligt haben. Zweck des einleitenden Vortrages ist, die aus der Entwicklung und der heutigen Gestaltung des Seekompaßwesens für den Kompaß im Luftfahrzeug zu ziehenden Folgerungen nach Theorie, Praxis und Organisation darzulegen, soweit es im Rahmen des Vortrags geschehen kann.

Vortragender behandelt zunächst

das magnetische Problem

und schildert die historische Entwicklung des Seekompaßwesens von der Einführung des Eisens als Schiffbaumaterial bis zu dem Zeitpunkt, wo nach Sammlung der nötigen Erfahrungen, eine Klärung der verschiedenen Meinungen über die geeignete Lösung des Deviationsproblems eingetreten war. Unter Verzicht auf die Wiedergabe der historischen Bemerkungen[1]) seien hier die Grundzüge der Deviationstheorie etwas eingehender dargelegt als es im Vortrag wegen der Kürze der zur Verfügung stehenden Zeit geschehen konnte[2]).

[1]) S. Abriß der Geschichte der Kompaßdeviation, Marine-Rundschau 1901, Heft 1, oder Enc. der math. Wissenschaften VI, 1, Heft 4.

[2]) Das klassische Werk über Deviationstheorie ist der »Admiralty Manual for the deviations of the compass«. Übersicht über die Literatur bis 1909 in der Enc. d. m. Wiss. VI, 1, 5. Elementare Darstellung, z. B. Meldau, Der Magnetkompaß an Bord eiserner Schiffe, Bremen 1924, Immler, Flugzeug-Kompaßwesen (Volckmanns Bibl. f. Flugwesen) Berlin 1918.

Digitized by Google

An Bord eines ganz oder teilweise aus Eisen oder Stahl hergestellten Fahrzeugs wird das erdmagnetische Feld von einem dem Fahrzeug anhaftenden Magnetfeld überlagert, das des einfachen Ausdrucks wegen als »schiffsmagnetisches Feld« bezeichnet werde.

Der »Schiffsmagnetismus« ist das Ergebnis der erdmagnetischen Induktion[1]), und zwar nicht nur der augenblicklichen, sondern auch der Induktion früherer Epochen, sofern in diesen heftige, mechanische Erschütterungen der Eisenmassen stattgefunden haben.

Es ist zweckmäßig, zwischen »flüchtigem« und »festem« Schiffsmagnetismus zu unterscheiden. Flüchtig nennt man den Teil der durch die augenblickliche Induktion entsteht, und der sich sofort ändert, wenn die Lage des Eisens im erdmagnetischen Feld wechselt; fest heißt der Teil, der sich im normalen Betrieb der Benutzung des Fahrzeugs nicht ändert. Der feste Magnetismus rührt in der Hauptsache aus der Bauperiode her, wo das Eisen den intensiven Erschütterungen der Bearbeitung ausgesetzt ist, so daß die Molekel Gelegenheit zur Einstellung ihrer magnetischen Achsen in die Richtung des örtlichen Feldes haben. Der hierbei entstehende »Baumagnetismus« wird vielfach »subpermanent« genannt. Wenn dieser Ausdruck auch sachlich treffend ist, so ist doch praktisch, bei dem Begriffe »fester Magnetismus« im oben angegebenen Sinne zu bleiben und zwischen festem und flüchtigem noch eine dritte Art, den halbfesten Magnetismus einzuschalten. Große Teile des Baumagnetismus sind nur halbfest. Für die Beseitigung der äußerst unangenehmen, halbfesten Bestandteile des Baumagnetismus hat es sich als vorteilhaft erwiesen, das Schiff nach dem »Stapellauf« auf einen dem Baukurs möglichst nahe entgegengesetzten Kurs zu legen; dann werden die halbfesten Bestandteile des Baumagnetismus zum großen Teil während der Ausrüstungsperiode vom Fahrzeug abgeschüttelt, und die Deviation erweist sich nach der Indienststellung als ziemlich konstant. Auch während des Betriebes ist mit neu entstehendem und wieder verschwindendem halbfesten Magnetismus zu rechnen. Während eine Änderung des festen Schiffsmagnetismus nur bei außergewöhnlichen Ereignissen eintritt, z. B. gelegentlich größerer Reparaturen, oder wenn ein Blitzstrahl das Fahrzeug trifft, entsteht halbfester Magnetismus schon, wenn das Schiff längere Zeit auf einem Kurse liegt; er verschwindet allmählich, wenn das Schiff auf andere Kurse gelegt wird.

Der exakten Berechnung und der Kompensation sind nur der feste und der flüchtige Magnetismus zugängig.

Die Grundgleichungen der Theorie des Schiffsmagnetismus rühren von Poisson her. In ihnen ist vorausgesetzt, daß das Schiffsfeld innerhalb des vom Nadelsystem der Kompaßrose eingenommenen Raumes als homogen angesehen werden darf, und daß keine Induktion seitens der Nadel in den nächstgelegenen Eisenmassen stattfindet. Die Deviationstheorie reduziert sich dann auf die Bestimmung der im Kompaßmittelpunkt vorhandenen Feldstärke nach Richtung und Größe. Diese ist die Resultante der erd- und der schiffsmagnetischen Komponente. Letztere ist lediglich vom Kompaßort, nicht vom Kompaß selbst, abhängig, sie ändert sich nach Richtung und Größe mit dem gesteuerten Kurs und mit den Neigungen des Fahrzeuges gegen die normal horizontale Lage.

Poisson nimmt in der Kompaßmitte ein XYZ-System an, dessen X-Achse längsschiffs nach vorn, dessen Y-Achse querschiffs nach rechts, und dessen Z-Achse senkrecht dazu nach unten verläuft. Es mögen

mit X', Y', Z' die Komponenten des Gesamtfeldes,
mit X, Y, Z die Komponenten des erdmagnetischen Feldes,
mit P, Q, R die Komponenten des festen Schiffsfeldes

bezeichnet werden. Indem Poisson die Annahme macht, daß die Komponenten des momentan induzierten schiffsmagnetischen Feldes ganze lineare Funktionen des induzierenden erdmagnetischen Feldes seien, kommt er zu den Gleichungen:

$$\left.\begin{aligned} X' &= X + aX + bY + cZ + P \\ Y' &= Y + dX + eY + fZ + Q \\ Z' &= Z + gX + hY + kZ + R \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

Die neun Induktionskonstanten $a, \ldots, k$ kann man sich anschaulich durch neun parallel zu den Koordinantenachsen angeordnete, dünne Eisenstangen hervorgebracht denken, wie in Abb. 1 dargestellt ist. Dabei ist durch + - und — - Zeichen angedeutet, welche Stangen positiven und welche negativen Werten der Konstanten entsprechen[1]).

Die Poissonsche Annahme, daß der in den Hauptrichtungen des Fahrzeugs induzierte Magnetismus der induzierenden Komponente des erdmagnetischen Feldes proportional gesetzt werden könne, ist, wie die Ergebnisse beweisen, für induzierende Felder von der Größenordnung des erdmagnetischen berechtigt[2]).

Nach den Poissonschen Gleichungen läßt sich die Deformation des erdmagnetischen Feldes durch das eisenhaltige Fahrzeug so beschreiben: Wenn bei irgendwelchen Bewegungen des Fahrzeugs der Vektor XYZ der erdmagnetischen Kraft eine Kugel um die Kompaßmitte beschreibt, bewegt sich der Endpunkt des Vektors $X'Y'Z'$ der Gesamtkraft auf einem Ellipsoid mit dem Mittelpunkt P, Q, R. Für den Kompaß kommt nur die Horizontalkomponente des resultierenden Feldes in Betracht. Bei horizontaler Lage des Fahrzeuges wird ihr Diagramm erhalten durch Projektion

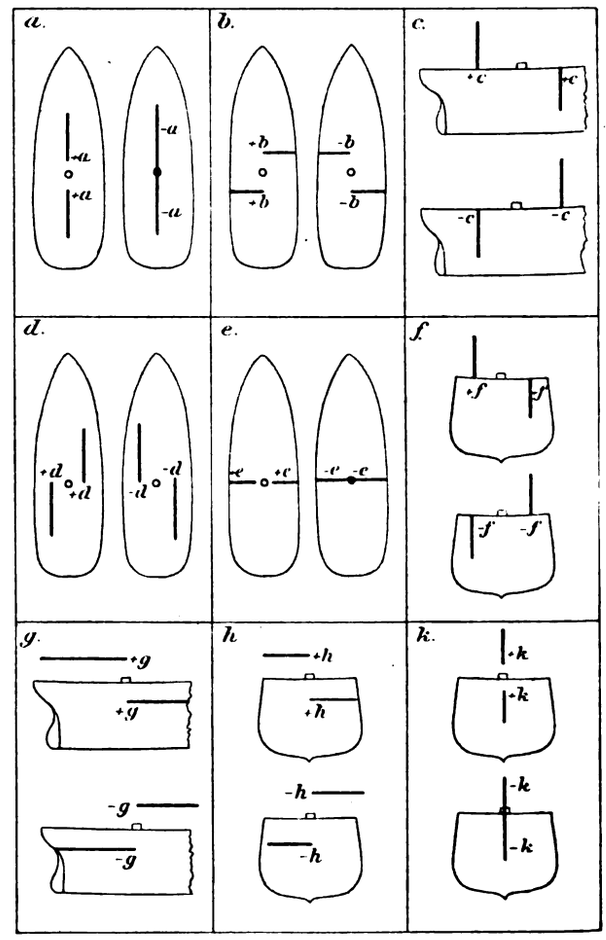


Abb. 1.

der Kurve $Z = V = \text{const.}$ auf die XY-Ebene. Diese stellt eine Ellipse mit dem Mittelpunkt $P + cV, Q + fV$ dar. Die sich hieran anschließenden schönen graphischen Methoden[3]) der Behandlung des Problems können hier nicht weiter verfolgt, es muß vielmehr der Kürze wegen rechnerisch vorgegangen werden.

Die exakte Deviationsformel. Das Fahrzeug liege zunächst in normal horizontaler Lage, so daß man es nur mit den beiden ersten Poissonschen Gleichungen zu tun hat. In sie sind die Kurswinkel einzuführen. Es ist zu unterschieden zwischen dem »erdmagnetischen Kurs« ζ, d. h. dem Winkel der X-Achse gegen

[1]) Nur bei ganz unzulässig schlechter Kompaßaufstellung könnte außerdem Magnetismus wirksam werden, der von den Magnetnadeln der Kompaßrose in unmittelbar benachbarten Eisenmassen des Fahrzeugs induziert wird.

[1]) Eine längsschiffs unter dem Kompaß durchgehende a- Stange z. B. gibt bei positivem X — d. h. auf nördlichen Kursen — eine nach hinten gerichtete Feldstärke; für sie ist demnach a negativ. Entsprechend gibt die querschiffs unter dem Kompaß durchgehende e-Stange bei positivem Y — d. h. auf westlichen Kursen — eine nach links gerichtete Feldstärke; für sie ist demnach e negativ usw.

[2]) Eine ausdrückliche Prüfung an Bordbeobachtungen hat Weyer veranstaltet. — Ann. d. Hydr. 1889, S. 315.

[3]) Übersicht in Enc. d. math. Wissenschaften a. a. O.

Digitized by Google

den magnetischen Meridian[1]) und dem »Kompaßkurs« z, d. h. dem Winkel der X-Achse gegen die Nord-Südlinie des Rosenblattes, beide gezählt von Nord rechts herum von 0° bis 360°. Die Ablenkung δ ist gegeben durch die Differenz $\delta = \zeta - z$ (s. Abb. 2). Ist H die horizontale, V die vertikale Komponente des erdmagnetischen Feldes, H' die Horizontalkomponente des Gesamtfeldes, so ist zu setzen (Abb. 3)

$$\left.\begin{aligned} X &= +H\cos\zeta \qquad Y = -H\sin\zeta \qquad Z = V \\ X' &= +H'\cos z \qquad Y' = -H'\sin z \end{aligned}\right\} \quad . \quad (2)$$

Faßt man die durch das Einsetzen entstehenden Gleichungen mit den Faktoren $\sin\zeta$ und $\cos\zeta$ zusammen, so erhält man als senkrecht zum magnetischen Meridian stehende Komponente des Gesamtfeldes

$$H'\sin\delta = \frac{d-b}{2}H + (P + c\,V)\sin\zeta + (Q + f\,V)\cos\zeta + \frac{a-e}{2}H\sin 2\zeta + \frac{d+b}{2}H\cos 2\zeta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

während durch Zusammenfassen mit den Faktoren $\cos\zeta$ und $-\sin\zeta$ für die Meridiankomponente des Gesamtfeldes folgt:

$$H'\cos\zeta = H + \frac{a+e}{2}H + (P + c\,V)\cos\zeta - (Q + f\,V)\sin\zeta + \frac{a-e}{2}H\cos 2\zeta - \frac{d+b}{2}\sin 2\zeta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Letztere besteht aus einem konstanten Betrag und vier periodisch mit ζ wechselnden Gliedern. Bestimmt man die Meridiankomponente

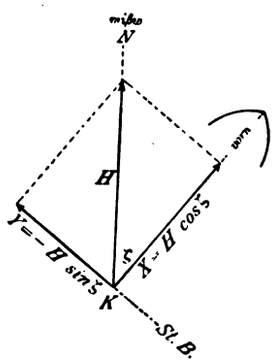


Abb. 3.

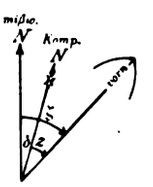


Abb. 2.

auf 4 oder mehr aequidistanten erdmagnetischen Kursen, so heben sich die veränderlichen Glieder heraus, und man erhält als »mittlere Feldstärke nach erdmagnetisch Nord« den Wert

$$1 + \frac{e+a}{2}H = \lambda H.$$

Man pflegt die Feldstärken in λH als Einheit auszudrücken. Dividiert man in den Gleichungen (3) und (4) beiderseits durch λH und bildet die Quotienten der linken und rechten Seiten, so erhält man

$$\operatorname{tang}\delta = \frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{B}\sin\zeta + \mathfrak{C}\cos\zeta + \mathfrak{D}\sin 2\zeta + \mathfrak{E}\cos 2\zeta}{1 + \mathfrak{B}\cos\zeta - \mathfrak{C}\sin\zeta + \mathfrak{D}\sin 2\zeta - \mathfrak{E}\cos 2\zeta} \quad . \quad (5)$$

wo

$$\mathfrak{A} = \frac{d-b}{2\lambda}; \quad \mathfrak{E} = \frac{d+b}{2\lambda}; \quad \mathfrak{D} = \frac{a-e}{2\lambda}; \quad \lambda = 1 + \frac{a+e}{2}$$

$$\mathfrak{B} = \frac{P + c\,V}{\lambda H}; \quad \mathfrak{C} = \frac{Q + f\,V}{\lambda H} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Die Formel 5 stellt die Ablenkung als Funktion des erdmagnetischen Kurses dar. Die Koeffizienten $\mathfrak{A}, \mathfrak{B}, \mathfrak{C}, \mathfrak{D}, \mathfrak{E}$, ihren Dimensionen nach unbenannte Zahlen, sind nach den Ausdrücken 6 lineare Funktionen der schiffsmagnetischen Konstanten. In $\mathfrak{B}$ und $\mathfrak{C}$ gehen außerdem die erdmagnetischen Elemente H und V ein; diese Koeffizienten erleiden daher Änderungen bei erheblichen Ortsveränderungen des Fahrzeuges, insbesondere auf Reisen von der nördlichen auf die südliche Halbkugel. Da für Flugzeuge derartige Reisen einstweilen nicht in Frage kommen, so mag hier von der Diskussion der Koeffizientenwerte bezüglich der Ortsveränderung abgesehen werden. Für eine bestimmte Gegend ohne allzu großen Breitenunterschied können $\mathfrak{B}$ und $\mathfrak{C}$ als konstant angesehen werden.

Die unter 6 angegebenen Werte der Koeffizienten geben Gesichtspunkte für die Beurteilung der Kompaßaufstellung und geben Aufschluß über die zur Kompensation der schiffsmagnetischen Felder zu treffenden Maßnehmen.

Kompaßaufstellung. Für die Vereinfachung des Deviationsproblems, sowohl hinsichtlich der Koeffizientenbestimmung als auch hinsichtlich der Kompensation, ist es äußerst erwünscht, daß die Koeffizienten $\mathfrak{A}$ und $\mathfrak{E}$ verschwinden. Das ist nach den Formeln 6 dann der Fall, wenn die unsymmetrisch zur XZ-Ebene liegenden b- und d-Stangen (Abb. 1) fehlen, wenn also der Kompaß in der Symmetriebene des Fahrzeugs aufgestellt und in seiner Nachbarschaft eine unsymmetrische Anordnung auch kleinerer Eisenmassen vermieden ist.

Der Störungskoeffizient $\mathfrak{A}$ kann noch durch eine andere, nicht magnetische Ursache entstehen. Bestimmt man nämlich die Ablenkung durch Vergleich des erdmagnetischen mit dem Kompaßkurse, so kann ein konstanter Fehler in allen Ablenkungswerten dadurch entstehen, daß der Steuerstrich des Kompasses nicht genau längsschiffs von der Pinne ausgerichtet ist, weil in diesem Falle alle Kompaßkurse um denselben Winkel falsch abgelesen werden. Da auch ein solcher »Wert von A durch einen Aufstellungsfehler« die Ausführung der Kompensation unangenehm kompliziert, so sollte auf die Ausrichtung des Steuerstriches die größte Sorgfalt verwandt werden[1]).

Die »Konstante a der Längsschiffsinduktion« und die »Konstante e der Querschiffsinduktion« sind auf Seeschiffen durchweg beide negativ entsprechend den unter dem Kompaß durchgehenden Eisenmassen (Abb. 1 a und e), so daß $\lambda < 1$ gefunden wird. Dem absoluten Betrage nach ist dabei e größer als a, so daß ein positiver Wert $\mathfrak{D}$ resultiert. In Flugzeugen werden je nach dem Kompaßort und der Anordnung der Eisenmassen bezüglich a und e und der aus ihnen folgenden Koeffizienten λ und $\mathfrak{D}$ mannigfaltigere Verhältnisse vorliegen.

Kompensation. Der ideale Kompensationsapparat ergibt sich ohne weiteres nach dem Grundsatz »similia similibus« aus den Werten der Koeffizienten $\mathfrak{B}$, $\mathfrak{C}$ und $\mathfrak{D}$.

Um den Kompaß nicht übermäßig mit Kompensationsvorrichtungen zu belasten und Komplikationen in der Ausführung zu vermeiden, wird man sich je nach der Lage des Falles auf das Notwendige beschränken. Große Erleichterungen ergeben sich für den hier allein ins Auge zu fassenden Fall, daß das Fahrzeug wesentlich in derselben magnetischen Breite bleibt. In diesem Falle wird

der Koeffizient $\mathfrak{B}$ kompensiert durch ein zusätzliches Längsschiffsfeld P' derart, daß $P + c\,V + P' = 0$ und

der Koeffizient $\mathfrak{C}$ kompensiert durch ein zusätzliches Querschiffsfeld Q' derart, daß $Q + f\,V + Q' = 0$ ist.

Das Feld P' wird zweckmäßig durch einen Längsschiffsmagnet hervorgebracht, dessen Mitte sich in der YZ-Ebene, das Feld Q' entsprechend durch einen Querschiffsmagnet, dessen Mitte sich in der XZ-Ebene befindet. Statt des Einzelmagnets kann in jedem Falle auch eine Vielheit verwandt werden. Der Koeffizient $\mathfrak{D}$ wird auf Seeschiffen in der Regel durch zusätzliche Eisenmassen vom $+e$-Typ in Gestalt von weicheisernen Zylindern oder Kugeln aufgehoben, die zu den Seiten des Kompasses in Rosenhöhe angebracht sind. Wo auf die Breitenbeständigkeit der Kompensation kein Wert gelegt zu werden braucht, kann man einen sehr viel kompendiöseren $\mathfrak{D}$-Korrektor anwenden in Gestalt winziger Weicheisenmassen, die innerhalb des Bereiches der Nadelinduktion am einfachsten am Kompaßkessel selbst angebracht werden. In der YZ-Ebene angebracht, kompensieren sie ein positives, in der XZ-Ebene angebracht ein negatives $\mathfrak{D}$[2]). Für Luftfahrzeuge kommt nur diese Art der $\mathfrak{D}$-Korrektoren in Frage.

Die Ausführung der Kompensation gestaltet sich, wenn $\mathfrak{A} = \mathfrak{E} = 0$ ist, sehr einfach. Nur für die Einstellung des $\mathfrak{D}$-Korrektors ist eine vorherige Bestimmung des Koeffizienten $\mathfrak{D}$ oder des Koeffizienten D der Näherungsformel (s. unten) erwünscht. Die

[1]) Die auf den magnetischen Meridian bezogenen Richtungen heißen in der Seeschiffahrt »magnetische« oder »mißweisende«. Hier sind sie der größeren Klarheit wegen als »erdmagnetische« bezeichnet.

[1]) In A gehen auch alle übrigen konstanten Beobachtungsfehler ein, z. B. Fehler in den erdmagnetischen Richtungen, durch die die Ablenkung bestimmt wurde. Es ist daher nicht ratsam, ein gefundenes A, ohne nach seiner wirklichen Entstehungsursache zu forschen, durch eine Verdrehung des Kompaßkessels mit dem Steuerstric' aufzuheben, wie es vielfach empfohlen wird.

[2]) Eine zusammenfassende Darstellung der Art und Wirkungsweise der $\mathfrak{D}$-Korrektoren s. Meldau, Ann. d. Hdr. 1919, S. 251.

Digitized by Google

Einstellung erfolgt dann auf Grund von Tabellen über die Wirksamkeit des Korrektors bei verschiedener Entfernung seiner Eisenmassen von der Rose.

Zur Kompensation von $\mathfrak{B}$ legt man einfach die Längsachse des Fahrzeugs in die Richtung quer zum magnetischen Meridian (Ost oder West) und bringt nun einen oder mehrere Längsmagnete der beschriebenen Art an und nähert sie dem Kompaß soweit, daß die Ablenkung verschwindet, was man daran erkennt, daß der Steuerstrich auf den Kurs O bzw. W zeigt. Mit dem Verschwinden der Ablenkung für $\zeta = 90$ oder $\zeta = 270^0$ verschwindet nach der Formel 5 auch der Koeffizient $\mathfrak{B}$.

Zur Kompensation von $\mathfrak{C}$ legt man entsprechend die Symmetrieachse des Fahrzeugs in den magnetischen Meridian (Nord oder Süd) und beseitigt die Ablenkung durch Quermagnete der beschriebenen Art.

Mit der Kompensation der Koeffizienten $\mathfrak{B}$ und $\mathfrak{C}$ erreicht man gleichzeitig einen Ausgleich der vorher auf den verschiedenen Kursen oft recht ungleichen Gesamtfeldstärken (Gleichung 4) und damit ein besseres und gleichmäßigeres Einstellungsvermögen der Kompaßrose[1]).

Es hat sich gezeigt, daß die Kompensation der schiffsmagnetischen Felder nie, vor allem nicht auf längere Zeit, so vollkommen sein kann, daß man die Weisungen des Kompasses als fehlerfrei ansehen könnte. Für eine genauere Kursbestimmung muß die Restdeviation auf allen Kursen bestimmt und bei der Navigierung in Rechnung gezogen werden.

Die Näherungsformel. Die Formel 5 läßt zwar die zur Kompensation der schiffsmagnetischen Felder zu treffenden Maßnahmen klar übersehen, für die numerische Rechnung ist sie jedoch unbequem. Man benutzt statt ihrer in der Regel eine Näherungsformel, die die Ablenkung als Funktion des Kompaßkurses z gibt.

Aus der Formel 5 folgt, wenn man tang δ auflöst und mit den Nennern multipliziert, nach einigen Reduktionen

$$\sin\delta = \mathfrak{A}\cos\delta + \mathfrak{B}\sin z + \mathfrak{C}\cos z + \mathfrak{D}\sin(2z+\delta) + \mathfrak{E}\cos(2z+\delta) \quad (7)$$

Indem man sin δ entwickelt und das rechts auftretende δ sukzessive durch Näherungswerte ersetzt, erhält man hieraus die Näherungsformel

$$\delta = A + B\sin z + C\cos z + D\sin 2z + E\cos 2z + \ldots \quad (8)$$

Um δ unmittelbar in Gradmaß zu erhalten, pflegt man die Koeffizienten A, B, C, D, E in Gradmaß auszudrücken. Ihre Werte hängen eng mit denen der Formel 5 zusammen. Betrachtet man $\mathfrak{B}$, $\mathfrak{C}$, $\mathfrak{D}$ als klein von erster Ordnung, $\mathfrak{A}$ und $\mathfrak{E}$ als klein von zweiter Ordnung, so ist einschließlich der Größen zweiter Ordnung[2])

$$\left.\begin{aligned} &\sin A = \mathfrak{A},\ \sin D = \mathfrak{D},\ \sin E = \mathfrak{E},\\ &\sin B = \mathfrak{B}\left(1 - \frac{1}{2}\mathfrak{D}\right),\ \sin C = \mathfrak{C}\left(1 + \frac{1}{2}\mathfrak{D}\right)\end{aligned}\right\} \ldots \quad (9)$$

Danach bedeutet die Kompensation von $\mathfrak{B}$, $\mathfrak{C}$ und $\mathfrak{D}$ gleichzeitig die von B, C und D und umgekehrt.

A heißt die konstante, $B\sin z + C\cos z$ die halbkreisige, $D\sin 2z + E\cos 2z$ die viertelkreisige Ablenkung. Zu diesen Ablenkungen würden bei größeren Werten der schiffsmagnetischen Felder noch weitere, insbesondere eine sechstelkreisige Ablenkung $F\sin 3z + G\cos 3z$ und eine achtelkreisige $H\sin 4z + K\cos 4z$ kommen. Ihre Koeffizienten sind ganze Funktionen von $\mathfrak{B}$, $\mathfrak{C}$, $\mathfrak{D}$. Die Koeffizienten F und G der sechstelkreisigen Ablenkung verschwinden mit $\mathfrak{B}$ und $\mathfrak{C}$, also auch mit B und C, die Koeffizienten H und K verschwinden mit $\mathfrak{D}$, also auch mit D.

Koeffizientenbestimmung. Man bestimmt die Koeffizienten der Näherungsformel am besten durch harmonische Analyse aus einer größeren Anzahl von Werten der Ablenkung, die auf äquidistanten Kompaßkursen beobachtet sind[3]).

Für die Praxis brauchbare Koeffizientenwerte erhält man in der Regel schon durch die Formeln

$$A = \frac{1}{4}(\delta_n + \delta_o + \delta_s + \delta_w),\ E = \frac{1}{4}(\delta_n - \delta_o + \delta_s - \delta_w),$$

$$B = \frac{1}{2}(\delta_o - \delta_w),\ C = \frac{1}{2}(\delta_n - \delta_s),\ D = \frac{1}{4}(\delta_{no} - \delta_{so} + \delta_{sw} - \delta_{nw}),$$

wo δ_n, δ_{no}, δ_o . . . . die Ablenkungen auf den Kompaßkursen N, NO, O . . . . bezeichnen.

Wenn $A = E = 0$ ist, so erfährt auch die Bestimmung der Koeffizienten eine praktisch sehr wertvolle Vereinfachung, indem man setzen kann:

$$B = +\delta_o \text{ oder } B = -\delta_w; \qquad C = \delta_n \text{ oder } C = -\delta_s.$$

Bei Neigungen des Fahrzeugs gegen die horizontale Lage treten Änderungen in den Ablenkungen auf, einerseits, weil das Feld Z' der Gleichungen (1) eine horizontale Komponente gibt, anderseits, weil sich die Lage der Eisenmassen im induzierenden Feld ändert. Bei Seitenneigung erleiden besonders $\mathfrak{C}$, $\mathfrak{A}$ und $\mathfrak{E}$, bei Längsneigungen dagegen $\mathfrak{B}$, $\mathfrak{D}$ und λ Änderungen. Indem auf die einschlägige Literatur[1]) verwiesen wird, sei hier nur erwähnt, daß das Hauptglied dieser Neigungsfehler dadurch zum Verschwinden gebracht werden kann, daß man das Feld $R + kZ$ der Gleichungen (1) durch ein Zusatzfeld R' aufhebt. Als Träger dieses Feldes wird gewöhnlich ein »Krängungsmagnet« unter der Kompaßmitte senkrecht zur Horizontalebene des Fahrzeugs angebracht.

Nadelanordnung der Kompaßrose im Interesse der exakten Kompensation. Wenn Magnete und Weicheisenmassen zur Kompensation am Kompaß angebracht werden, so liegt die Gefahr einer recht unangenehmen Störung der Kompaßweisungen vor, weil die von den Magneten und Weicheisenmassen eingeführten Felder innerhalb des Raumes der Rosennadeln nicht mehr als homogen betrachtet werden dürfen, so daß eine wesentliche Voraussetzung der Poissonschen Gleichungen nicht erfüllt ist. Magnete geben zu sechstelkreisigen, $\mathfrak{D}$-Korrektoren zu achtelkreisigen Ablenkungen Veranlassung.

Das Auftreten solcher Störungsglieder läßt sich vollkommen durch eine geeignete Anordnung der Magnetnadeln der Kompaßrose vermeiden. Die einfachste dieser Nadelanordnungen erhält man, indem man zwei Nadeln von gleichem magnetischen Moment parallel zu der Nord-Südlinie des Rosenblattes so anbringt, daß sich die Pole in einem Winkelabstand von 30° von dieser Linie befinden[2]).

(Fortsetzung folgt.)

Zur Aerodynamik der Treibschraube.

Von H. B. Helmbold.

Inhaltsangabe.

Die Strömung durch eine mit der Schraubenachse koaxiale zylindrische Elementarschicht des Schraubenstrahles verläuft nach den Gesetzen der zweidimensionalen Gitterströmung. Die Voraussetzung mäßig belasteter Treibschrauben, die im Aufgabenbereich der Flugtechnik hinreichend erfüllt ist, erlaubt, eine einfache Näherungsvorschrift für die wirtschaftliche Gestaltung der Treibschraube anzugeben. Für die so festgelegte Schraubenbauart nimmt das Entwurfsverfahren ebenfalls eine recht einfache Gestalt an, auch läßt sich dann für den Höchstwirkungsgrad ein Ausdruck angeben, der wegen der Genauigkeit, mit der der Einfluß des Profilwiderstandes zur Geltung kommt, für den Anschluß der Theorie an die Ergebnisse der experimentellen Forschung von Bedeutung wird. Die mitgeteilte Kurventafel für den Höchstwirkungsgrad zweiflügeliger Luftschrauben ist den Erfordernissen der Auswahl angepaßt und behält auch für die überschlagliche Beurteilung andersgearteter Schrauben eine grundsätzliche Bedeutung. Nicht berücksichtigt werden konnten der Einfluß einer

---

[1]) Die Wirkung der verschiedenen Arten von $\mathfrak{D}$-Korrektoren auf das Einstellungsvermögen ist in dem Aufsatz Ann. d. Hydr. 1919, S. 251, erörtert.

[2]) Genaueres s. Adm. Man. oder Enc. d. m. Wiss. VI, 1, 5.

[3]) Die Ablenkungen werden gefunden, indem man ein irdisches oder himmlisches Objekt am Kompaß peilt und die Kompaßrichtung mit der berechneten oder sonstwie ermittelten, erdmagnetischen Richtung vergleicht. Man kann auch den Kompaßkurs mit dem erdmagnetischen Kurs vergleichen.

[1]) Für Querneigung Adm. Man., für Längsneigung Maurer, Ann. d. Hydr. 1907, S. 130.

[2]) Die Untersuchung der Rosen auf exakte Nadelanordnung erfolgt am einfachsten durch den »Sechspol«- oder den »Vier-$\mathfrak{D}$-Korrektor«-Versuch. Beim Sechspol-Versuch z. B. werden um den Kompaß als Mittelpunkt in den Ecken eines regulären Sechsecks sechs gleich starke Magnetpole, drei Südpole abwechselnd mit drei Nordpolen angeordnet. Dabei heben sich die halbkreisigen Ablenkungen gegenseitig auf, während die sechstelkreisigen Ablenkungen, wenn solche vorhanden sind, sich addieren und so beim Drehen der Polanordnung um die Kompaßmitte handgreiflich in die Erscheinung treten. S. Ann. d. Hydr. 1907, S. 20; 1908, S. 505; 1919, S. 261.

Digitized by Google

Annäherung der Umfangsgeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit und die Abänderung des Strömungsbildes durch die benachbarten Flugzeugteile.

Schriftenverzeichnis.

Bendemann, ZFM 1918, S. 33.
Betz, ZFM 1915, S. 97; 1920, S. 105.
— Nachr. v. d. Kgl. Ges. d. Wiss. z. Göttingen. Math.-phys. Kl. 1919, S. 193.
— Die Naturwissenschaften 1921, S. 309.
Föttinger, Verh. d. Vers. v. Vertr. d. Flugwiss. z. Göttingen 1911 (München-Berlin 1912), S. 37.
Grammel, Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges (Braunschweig 1917) S. 37, 45.
Prandtl, Verh. d. Vers. v. Vertr. d. Flugwiss. zu Göttingen 1911 (München-Berlin 1912) S. 41.
— TB II, S. 78.
— Nachr. v. d. Kgl. Ges. d. Wiss. z. Göttingen. Math.-phys. Kl. 1918, S. 451; 1919, S. 107; S. 213.

1. Die ebene Gitterströmung.

a) Zwei Wirbelpunkte gleicher Stärke τ und gleichen Drehsinnes, die um die Strecke a voneinander entfernt sind, erzeugen in einem Punkte des Mittellotes ihrer Verbindungsstrecke, dem Aufpunkte P, eine Geschwindigkeit

$$c = 2 \cdot \frac{\tau}{2\pi \frac{e}{\cos\varphi}} \cos\varphi = \frac{\tau \cos^2\varphi}{\pi e}.$$

wenn e der Abstand des Aufpunktes von der Verbindungsgeraden und φ der Winkel zwischen dem Mittellot und dem Strahl von dem Aufpunkte nach einem der Wirbelpunkte ist; da sich die Teil-

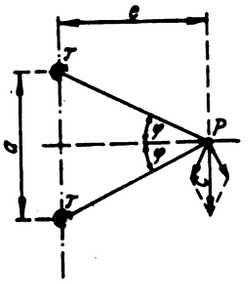


Abb. 1.

geschwindigkeiten in Richtung des Mittellotes einander aufheben, ist die Geschwindigkeit im Aufpunkte parallel zu der Verbindungsgeraden gerichtet (Abb. 1).

Besetzen wir beiderseits der zwei ersten Wirbelpunkte ihre verlängerte Verbindungsgerade, die wir dann »Gitterachse« nennen, in gleichen Abständen a mit weiteren gleichstarken Wirbelpunkten in unendlicher Anzahl, so daß sich die ganze Wirbelanordnung durch eine Verschiebung längs der Gitterachse um die »Gitterkonstante« a wieder mit sich selbst zur Deckung bringen läßt, so haben wir ein »Gitter« vor uns (Abb. 2).

Um dann die von dem Gitter herrührende Geschwindigkeit in einem Aufpunkte sehr weit entfernt vom Gitter zu berechnen, ersetzen wir die beschriebene Wirbelanordnung vorübergehend durch eine andere, bei der die Wirbelstärke längs der Gitterachse nicht in einzelnen Punkten zusammengefaßt, sondern ganz gleichförmig verteilt ist. Daß beide Anordnungen, was die Geschwindigkeiten in unendlicher Entfernung von der Gitterachse angeht, gleichwertig sind, ist leicht einzusehen.

Ein Element der Ersatzanordnung von der Länge dl und der Wirbelstärke $d\tau = \tau' dl$ ergibt, da $dl = e\, d\varphi$, im Abstande e von der Gitterachse die Geschwindigkeit

$$dc = \frac{\tau' \cos^2\varphi\, dl}{\pi e} = \frac{\tau'}{\pi} \cos^2\varphi\, d\varphi.$$

Die von der ganzen Anordnung herrührende Geschwindigkeit ist

$$c = \frac{\tau'}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \cos^2\varphi\, d\varphi = \frac{\tau'}{2};$$

sie ist also von e unabhängig. Beim Gitter trifft das zwar im allgemeinen nicht mehr zu, aber für $e = \pm\infty$ stimmen beide Geschwindigkeitsfelder bis auf von erster Ordnung unendlich kleine Abweichungen überein.

Kehren wir nun zum Gitter zurück, so müssen wir dann $\tau' = \frac{d\tau}{dl}$ sinngemäß durch $\frac{\tau}{a}$ ersetzen und haben somit $c = \frac{\tau}{2a}$.

b) Verschieben wir das Gitter mit einer Absolutgeschwindigkeit von der Größe $-V_{-\infty}$, so strömt ihm die Flüssigkeit aus dem Unendlichen mit der Relativgeschwindigkeit $V_{-\infty}$ zu. Es ist in der Folge stets zu beachten, daß sich dabei die Flüssigkeit sehr weit vor dem Gitter absolut in Ruhe befindet. Die von der Umlaufströmung des Gitters herrührenden Absolutgeschwindigkeiten müssen also dort gleich Null sein, im Unendlichen hinter dem Gitter gleich $w_t = 2c = \frac{\tau}{a}$ und am Orte der Wirbelpunkte gleich $\frac{w_t}{2}$; die Wirbelpunkte selbst gehören als »gebundene Wirbel« der Flüssigkeit nicht an.

Greifen wir nun wieder vorübergehend zu dem besonders sinnfälligen Bilde der gleichmäßigen Wirbelstärkenverteilung längs der Gitterachse, so wird die Gitterachse zu einer wirbelhaften Unstetigkeitslinie der Geschwindigkeiten. Unmittelbar vor und nach dem Durchtritt durch diese sind die Relativgeschwindigkeiten gleich v_1 und v_2, die aus einer mittleren relativen Durchtrittsgeschwindigkeit V und jeweils einer der beiden entgegengesetzten Störungsgeschwindigkeiten $\frac{w_t}{2}$ zusammengesetzt zu denken sind. Der Betrag des Geschwindigkeitssprunges ist w_t. Da wie gesagt die Wirbelpunkte selbst der Flüssigkeit nicht angehören, ergibt sich nach dem Satz von Bernouilli ein Drucksprung als Folge des Geschwindigkeitssprunges. Wenn β den Winkel der mittleren Durchtrittsgeschwindigkeit V mit der Gitterachse bedeutet, so haben wir nämlich

$$v_1^2 = V^2 + \left(\frac{w_t}{2}\right)^2 + V w_t \cos\beta$$

$$v_2^2 = V^2 + \left(\frac{w_t}{2}\right)^2 - V w_t \cos\beta$$

und mit der Flüssigkeitsdichte ϱ für den Drucksprung

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \frac{\varrho}{2}(v_1^2 - v_2^2)$$

$$= \frac{\varrho}{2} \cdot 2\, V w_t \cos\beta = \varrho\, V w_t \cos\beta.$$

Unter der Wirkung des senkrecht zum Drucksprung gerichteten Druckgefälles nimmt die Flüssigkeit schon vor dem Durchtritt eine Absolutgeschwindigkeit senkrecht zur Gitterachse an, deren voller Betrag w_a jedoch erst sehr weit hinter der Gitterachse erreicht wird, wo der Druck wieder völlig in Geschwindigkeit umgewandelt ist. Die Geschwindigkeit v_1 setzt sich nun aus $V_{-\infty}$ und dem Ge-

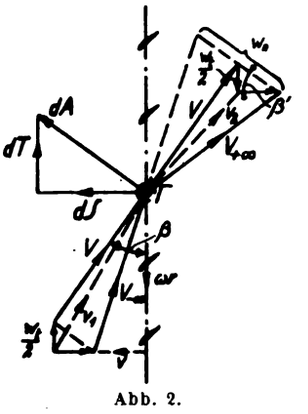


Abb. 2.

schwindigkeitszuwachs vorm Durchtritt, v_2 aus der Geschwindigkeit im Unendlichen hinter der Gitterachse $V_{+\infty}$ und dem Geschwindigkeitszuwachs nach dem Durchtritt zusammen.

Beim Gitter sind die Vorgänge ganz entsprechend, wenn sich da auch von einem »Drucksprung« nur noch in sehr weitherzigem Sinne reden läßt. Die Verhältnisse im Unendlichen sind natürlich wieder bis auf von der ersten Ordnung unendlich kleine Unterschiede die gleichen.

c) Wickeln wir bei einer symmetrischen Luftschraube mit unendlicher Flügelzahl oder unendlichem Halbmesser die Strömung in einer mit der Schraubenachse koaxialen zylindrischen Elementar-

Digitized by Google

schicht von der Dicke dr in eine Ebene ab, so haben wir es wieder mit der vorher behandelten ebenen Gitterströmung zu tun, und zwar liegt bei der Schraube mit unendlicher Flügelzahl und endlichem Durchmesser der Fall eines kreisförmigen Drucksprungs vor, der einen freien Strahl bewegter Flüssigkeit erzeugt; die zylindrische Strahlbegrenzung selbst ist dann nach Sätzen von Stokes und Helmholtz wiederum eine Unstetigkeitsfläche, die jedoch im Gegensatz zu der Unstetigkeit im Schraubenkreis als »freie Wirbelfläche« der Flüssigkeit angehört.

Die gebundenen Wirbellinien, die die Schraubenflügel ersetzen, verlaufen längs Halbmessern und sind über den Umfang symmetrisch verteilt. Ihre Wirbelstärke τ wollen wir weiterhin als »Zirkulation« Γ bezeichnen. Bedeutet z die Flügelzahl, so ist im Halbmesser r die Gitterkonstante

$$a = \frac{2\pi r}{z} \text{ und } w_t = \frac{z\Gamma}{2\pi r}.$$

Wir sehen die Flüssigkeit sehr weit hinter der Schraube mit einem Impuls begabt, den wir in einen tangentialen und einen axialen Anteil zerlegen wollen. Der Impulssatz liefert uns dann die Ausdrücke für die an der Schraube wirkenden Elemente der Tangentialkraft und des Schubes. Die in der Zeiteinheit durchtretende Flüssigkeitsmasse ist

$$dm = \varrho \cdot V \sin\beta \cdot 2\pi r\, dr.$$

Das Tangentialkraftelement ist

$$dT = w_t\, dm = \frac{z\Gamma}{2\pi r} \cdot \varrho\, V \sin\beta \cdot 2\pi r\, dr = z\varrho\Gamma V \sin\beta\, dr;$$

das Schubelement

$$dS = w_a\, dm = w_a \cdot \varrho\, V \sin\beta \cdot 2\pi r\, dr.$$

Das Element der Auftriebskraft ist dann

$$da = \sqrt{dS^2 + dT^2} = \varrho\, V \sin\beta \cdot dr \cdot \sqrt{(w_a \cdot 2\pi r)^2 + (z\Gamma)^2}$$

$$= z\varrho\, V\, dr \cdot \sin\beta \sqrt{\left(w_a \cdot \frac{2\pi r}{z}\right)^2 + \Gamma^2}.$$

Für die resultierende Absolutgeschwindigkeit im Strahle sehr weit hinter der Schraube gilt $w_n = \sqrt{w_a^2 + w_t^2}$. Legen wir den Winkel β' durch $\sin\beta' = \frac{w_t}{\sqrt{w_a^2 + w_t^2}}$ fest und beachten, daß

$$\sqrt{\left(w_a \cdot \frac{2\pi r}{z}\right)^2 + \Gamma^2} = \frac{2\pi r}{z} \sqrt{w_a^2 + \left(\frac{z\Gamma}{2\pi r}\right)^2} = \frac{\Gamma}{w_t} \sqrt{w_a^2 + w_t^2},$$

so haben wir

$$dA = z\varrho\Gamma V\, dr \cdot \frac{\sin\beta}{\sin\beta'}.$$

Die Absolutgeschwindigkeit der Schraubenflügel $-V_{-\infty}$ im Halbmesser r setzt sich aus der Fluggeschwindigkeit v und der Drehgeschwindigkeit $u = \omega r$ zusammen.

Das Element des Leistungsaufwandes ist

$$dL_1 = u\, dT = \omega r \cdot z\varrho\Gamma V \sin\beta \cdot dr,$$

das der Nutzleistung

$$dL_2 = v\, dS = v \cdot w_a \cdot \varrho\, V \sin\beta \cdot 2\pi r\, dr$$

und ihr Unterschied, der elementare Leistungsverlust, ist

$$dL_1 - dL_2 = d(\Delta L) = \varrho\, V \sin\beta \cdot dr \cdot r(z\Gamma \cdot \omega - 2\pi \cdot w_a \cdot v);$$

da sich dieser Verlust aber im Strahle sehr weit hinter der Schraube in Gestalt eines auf die Zeiteinheit bezogenen Zuwachses der Energie der Absolutbewegung wiederfinden lassen muß, gilt gleichzeitig

$$d(\Delta L) = \frac{w_n^2}{2}\, dm = \varrho\, V \sin\beta \cdot dr \cdot \pi r (w_a^2 + w_t^2).$$

Durch Gleichsetzen der jeweils letzten Ausdrücke für den Leistungsverlust erhalten wir

$$z\Gamma \cdot \omega r - 2\pi r \cdot v\, w_a = \pi r \cdot w_a^2 + \frac{z^2\Gamma^2}{4\pi r}$$

und daraus

$$\frac{w_a^2}{2} + v\, w_a = \frac{z\Gamma}{2\pi r}\left(\omega r - \frac{z\Gamma}{4\pi r}\right)$$

oder

$$\left(v + \frac{w_a}{2}\right) w_a = w_t\left(u - \frac{w_t}{2}\right).$$

Somit ist

$$\frac{w_t}{w_a} = \frac{v + \frac{w_a}{2}}{u - \frac{w_t}{2}},$$

das heißt aber: es ist $\operatorname{tg}\beta = \operatorname{tg}\beta'$ oder $\beta = \beta'$ und weiterhin

$$V\sin\beta = v + \frac{w_a}{2} \text{ sowie } V\cos\beta = u - \frac{w_t}{2}$$

und wir erhalten

$$dA = z\varrho\Gamma V\, dr,$$

wobei der Auftrieb $dA = w_n\, dm$ senkrecht auf der mittleren Durchtrittsgeschwindigkeit V steht (Auftriebssatz von Shukowskij); endlich hat sich ergeben,

daß die Absolutgeschwindigkeiten im Strahle beim Durchtritt durch den Schraubenkreis halb so groß sind wie im Unendlichen dahinter

und daß sie an beiden Stellen die gleiche zur Absolutgeschwindigkeit der Schraubenflügel senkrechte Richtung haben. Für Schub- und Drehmomentenelement können wir jetzt schreiben

$$dS = z\varrho\Gamma\left(\omega r - \frac{z\Gamma}{4\pi r}\right) dr$$

und

$$dM = r\, dT = z\varrho\Gamma \cdot r\left(v + \frac{w_a}{2}\right) dr,$$

für ihre Leistungen

$$dL_2 = z\varrho\Gamma \cdot v\left(\omega r - \frac{z\Gamma}{4\pi r}\right) dr$$

und

$$dL_1 = z\varrho\Gamma \cdot \omega r\left(v + \frac{w_a}{2}\right) dr$$

und für das Element des Leistungsverlustes

$$d(\Delta L) = z\varrho\Gamma\left(v\frac{z\Gamma}{4\pi r} + \omega r \cdot \frac{w_a}{2}\right) dr.$$

Für schwachbelastete Schrauben, bei denen w_n klein ist gegen V, vermerken wir uns die Näherungen

$$dS = z\varrho\Gamma \cdot \omega r\, dr$$

und

$$dS = w_a\, dm = 2\pi\varrho v\, w_a r\, dr,$$

aus deren Gleichsetzung

$$w_a = \frac{z\omega}{2\pi v}\Gamma$$

folgt, ferner

$$dL_1 = z\varrho\Gamma v \cdot \omega r\, dr$$

und

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{v}{u}.$$

2. Die wirtschaftliche Luftschraube.

Wir dehnen nunmehr die bisherigen Ergebnisse durch Integration über den ganzen Halbmesser R auf die gesamte Schraube aus und fragen nach derjenigen Gestaltung der Luftschraube, die bei festgehaltenem Schub den Leistungsverlust möglichst klein hält, indem wir, um eine einfachere Vorschrift für die Formgebung zu bekommen, die zuletzt angeschriebenen Näherungen verwerten.

Dann ist zunächst der Leistungsverlust

$$\Delta L = \frac{z^2\varrho\omega^2}{4\pi v}\int_0^R \Gamma^2 r\, dr + \frac{z^2\varrho v}{4\pi}\int_0^R \frac{\Gamma^2}{r}\, dr$$

und die Nutzleistung

$$L_2 = z\varrho v\omega \int_0^R \Gamma r\, dr.$$

Soll nun die Wirtschaftlichkeit des Arbeitsvorganges möglichst hoch sein, so muß den Sätzen der Minimumsrechnung zufolge nach Einführung des Lagrangeschen Faktors ϑ gelten

$$\delta(\Delta L - \vartheta L_2) = 0.$$

Man erhält als Vorschrift für die Verteilung der Zirkulation längs des Schraubenflügels

$$\frac{z\omega^2}{2\pi v}\Gamma r + \frac{zv}{2\pi}\frac{\Gamma}{r} - \vartheta v\omega r = 0$$

Digitized by Google

und daraus

$$\Gamma = \frac{2\pi r}{z} \frac{\vartheta v^2 u}{v^2 + u^2}.$$

Im Halbmesser r ist die axiale Absolutgeschwindigkeit des Strahles sehr weit hinter der Schraube

$$w_a = \frac{\vartheta v u^2}{v^2 + u^2} = \vartheta v \cos^2 \beta.$$

Die Größe $w = \vartheta v$ — der Dimension nach eine Geschwindigkeit —, die mit $\cos\beta$ multipliziert die Geschwindigkeit $w_n = \frac{w_a}{\cos\beta}$ ergibt, ist längs des Halbmessers unveränderlich.

Diese auffallend einfache Vorschrift werden wir, obwohl ihr die Voraussetzung schwachbelasteter Schrauben und die Vernachlässigung des vom Profilwiderstand der Flügelblätter herrührenden Leistungsverlustes zugrunde liegt, auch des weiteren beibehalten, weil sie ein sehr einfaches Entwurfsverfahren und eine wirklichkeitsgetreue Berechnung des Gütegrades der reibungsbehafteten Luftschraube gestattet. Wir haben es dann zwar mit einer Schraubenbauart zu tun, die das mögliche Mindestmaß an Leistungsverlusten etwas überschreitet, doch ist dieser Fehler, soweit er von der Vernachlässigung der Störungsgeschwindigkeiten herrührt, außerordentlich klein, und vor allem kommen wir auf dem vorgeschlagenen Wege in die Lage, die Leistungen dieser Schrauben für einen ausgezeichneten und flugtechnisch besonders wichtigen Betriebszustand, den des Höchstwirkungsgrades, so genau ermitteln zu können wie es die Aufgabe, die Betriebszustände von Luftschraube, Motor und Flugzeug aufeinander abzustimmen verlangt; auch wird es dann möglich, aus Messungen an Schrauben dieser Bauart mit hoher Genauigkeit die Profilgleitzahlen zu ermitteln oder nachzuprüfen.

Zur Ermittlung des Parameters ϑ schreiben wir unter Einführung des »Fortschrittsgrades«

$$\lambda = \frac{v}{\omega R} = \frac{v}{U}$$

für den Schub

$$S = z\varrho\omega \int_0^R \Gamma r\, dr = 2\pi\vartheta\varrho v^2 \omega \int_0^R \frac{u}{v^2+u^2} r\, dr$$

$$= \frac{2\pi\vartheta\varrho v^2}{\omega^2} \int_0^U \frac{u^2 du}{v^2+u^2} = \pi R^2 \cdot \varrho v^2 \cdot \vartheta \left[1 - \lambda^2 \ln\left(1 + \frac{1}{\lambda^2}\right)\right].$$

Setzt man zur Abkürzung

$$\varphi = 1 - \lambda^2 \ln\left(1 + \frac{1}{\lambda^2}\right)$$

und die »Schubzahl«

$$c_s = \frac{S}{q F_s} = \frac{S}{\frac{\varrho}{2} v^2 \cdot \pi R^2}$$

ein, so hat man

$$\vartheta = \frac{w}{v} = \frac{c_s}{2\varphi}.$$

8. Die freien Wirbel im Schraubenstrahl.

a) Bei einer Luftschraube mit endlicher Flügelzahl tritt infolge des Druckunterschiedes zwischen Druckseite und Saugseite des Flügelblatts an den Flügelenden Druckausgleich und Umströmung von der Druckseite nach der Saugseite ein; die so eingeleitete Strömung bleibt in der Flüssigkeit zurück, und die vom Schraubenflügel durchlaufene Relativbahn wird zu einer wirbelhaften Unstetigkeitsfläche der Geschwindigkeiten, die auf der Saugseite nach innen, auf der Druckseite nach außen gerichtet sind. Diese schraubenförmige Anordnung freier Wirbelbänder im Strahle, in denen die gebundenen Wirbel ihre Fortsetzung finden, besitzt eine Eigenbewegung, in der wir die bereits festgestellte Absolutbewegung des Strahles wiedererkennen.

Die Strömung sehr weit hinter der schwachbelasteten Schraube mit kleinstmöglichem Leistungsverlust ist dann so, wie wenn die von jedem Schraubenflügel durchlaufene Relativbahn zu einer Schraubenfläche erstarrt wäre und sich mit einer bestimmten Geschwindigkeit nach hinten verschiebt (Luftschraubensatz von Betz).

Diese Verschiebungsgeschwindigkeit entspricht der vorhin eingeführten Größe w, die nunmehr auch in ihrer physikalischen Bedeutung verständlich wird.

b) Der Druckausgleich an den Flügelspitzen hat natürlich auch einen Druckabfall nach den Flügelspitzen hin und damit weiterhin eine Verminderung der Zirkulation im Gefolge, so daß die Schraube mit endlicher Flügelzahl einen geringeren Schub ergibt als die Schraube mit unendlich vielen Flügeln, deren freie Wirbelbänder ja so dicht liegen, daß Flüssigkeit am Rande zwischen ihnen radial weder ein- noch ausströmen kann. Die Schraube mit endlicher Flügelzahl ist also hinsichtlich des Schubes gleichwertig einer solchen mit unendlich vielen Flügeln, deren Außenhalbmesser um einen bestimmten Betrag verkürzt ist. Für diese Verkürzung und für die Zahl, in der der Einfluß der endlichen Flügelzahl auf die Größe der Zirkulation im Halbmesser r zum Ausdruck kommt, hat Prandtl unter der Voraussetzung vielflügeliger und schnellaufender Schrauben Nährungen angegeben, die in weiteren Entwicklungen von uns zugrunde gelegt werden sollen.

(Fortsetzung folgt!)

Untersuchungen über die elektrische Selbstaufladung von Luftfahrzeug-Motoren.

Von A. Wigand und T. Schlomka.

Inhalt: Ziel der Arbeit. — I. Methode zur Messung elektrischer Spannungen vom Motorluftfahrzeug aus: 1. Allgemeines, 2. Elektrometer, 3. Kollektoren, 4. Starrbefestigung der Kollektoren am Flugzeug. — II. Untersuchungen über die Selbstaufladung: 1. Allgemeines, 2. Versuche von Dieckmann und Linke, 3. Versuche von Fuhrmann, 4. Eigene Versuche über die Selbstaufladung und ihre Ausgleichung. — Ergebnis der Arbeit.

Ziel der Arbeit.

Die Aufgabe, einen wirksamen Schutz gegen die elektrische Selbstzündung von Luftschiffen zu schaffen, ist erst lösbar, wenn man eine brauchbare Vorrichtung zur Messung elektrostatischer Spannungen vom Motorluftfahrzeug aus besitzt und damit die Ursachen für die Entstehung gefährlicher Spannungen im Betriebe untersucht.

Wir haben daher eine Meßvorrichtung ausgebildet, die den augenblicklichen elektrostatischen Spannungszustand eines Flugzeugs oder Luftschiffs im Fluge zu bestimmen gestattet und zugleich die Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles in der Umgebung des Luftfahrzeugs zur Aufgabe hat. Diese Vorrichtung wurde angewandt zur Untersuchung der wichtigsten Quelle elektrischer Eigenladung von Motorluftfahrzeugen, nämlich der Selbstaufladung der Motoren, sowie zum Studium der Frage, wie diese und etwaige andere Eigenladungen beseitigt werden können. Die Vorrichtung dient ferner zur rechtzeitigen Erkennung von Störungen des luftelektrischen Gleichgewichts und damit zur Vermeidung von Gefahren, die von dieser Seite drohen können.

Die im Flugzeug gewonnenen Methoden und Ergebnisse lassen sich leicht auf das Luftschiff übertragen und können zu dessen Betriebssicherung Verwendung finden[1]). Durch laufende Kontrolle der Spannung vom Luftfahrzeug aus kann man sich über das Auftreten hoher Spannungsunterschiede, die zu Funkenentladungen Anlaß geben könnten, unterrichten und deren Beseitigung durch einen geeigneten Ausgleicher vornehmen. Oder man bildet nach einem Vorschlag von Ebert[2]) den Spannungsanzeiger so aus, daß er beim Auftreten gefährlicher Spannungen selbsttätig einen Ausgleicher einschaltet. Außerdem wird mit dem Spannungsanzeiger der Luftschiffführer bei Gewitterlage zur Auswahl elektrisch und damit auch dynamisch unbedenklicher Luftschichten befähigt durch Änderung von Höhenlage und Kurs, was besonders im Weitluftverkehr bei unvollständiger meteorologischer Beratung von Wert ist.

Im folgenden gehen wir zunächst auf das allgemeine Meßverfahren ein und beschreiben die Konstruktion, Befestigung und Wirkung der bei den Untersuchungen verwendeten Instrumente sowie ihre Erprobung im Laboratorium und im Fluge. Im zweiten Teile besprechen wir die bisher unternommenen Versuche über elektrische Selbstlaufladung von isolierten Explosionsmotoren am Stand und bringen sodann unsere eigenen Untersuchungen über die Aufladung von Flugzeugmotoren beim Fluge und ihre Beseitigung.

---

[1]) Vgl. mit Bezug auf die hier zu beschreibenden Anordnungen das Ergebnis des Wettbewerbs zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten, ZFM 12, S. 264, 1921.

[2]) H. Ebert, Über Luftelektrizität. Denkschriften der 1. internationalen Luftschiffahrtsausstellung zu Frankfurt a. M. 1909, Bd. I.

Digitized by Google

I. Methode zur Messung elektrischer Spannungen vom Motorluftfahrzeug aus.

1. Allgemeines.

Das Prinzip der Messung des Spannungsabfalls in der nächsten Umgebung eines Flugzeugs ist das gleiche wie beim Freiballon: Hier läßt man zwei Sonden (Kollektoren), gut vom Ballon und voneinander isoliert, vom Korbe herab und mißt ihre gegenseitige Spannungsdifferenz mit einem im Korbe befindlichen Elektrometer; oder man benutzt den Ballon selber als den einen Bezugskörper (wobei man ihn zweckmäßigerweise noch mit einem an bestimmter Stelle anzubringenden Zusatzausgleicher versieht) und stellt die Spannungsdifferenz zwischen Ballon und einem nach unten ausgelassenen oder seitlichen Kollektor fest[1]).

Bei unseren Flugzeugmessungen haben wir uns von vornherein auf dieses »Einkollektorverfahren« beschränkt, da schon ein sachgemäßes Anbringen eines Kollektors im Flugzeug umständlich genug ist. Für die zunächst zu klärende Frage der Flugzeug-Eigenladung würde das Zweikollektorverfahren eine unnötige Erschwerung bedeuten.

Es wurde bei den ersten 4 Flügen ein Kollektor während des Fluges an einem leitenden Draht vom Flugzeug etwa 5 m frei herabgelassen und der Spannungsunterschied zwischen Kollektor und Flugzeug an einem im Beobachterraum befindlichen Wulfschen Zweifadenelektrometer gemessen. Dieses Verfahren bewährte sich jedoch nicht. Deshalb wurde bei den darauffolgenden Flügen der Kollektor vor dem Start an einer am Flugzeugrumpf befestigten und nach vorne und hinten genügend verspannten Stahlrohrstange, etwa ein Meter höher als der Auspuff, starr angebracht (Abschnitt I 4).

Das Flugzeug selber nimmt, wenn es keine Eigenladung besitzt, eine bestimmte Spannung an, die wegen der Leitfähigkeit der Auspuffgase derjenigen Niveaufläche entspricht, die im ungestörten elektrostatischen Erdfelde durch den Auspuff geht.

Befindet sich, wie es bei unseren Versuchen der Fall war, der Auspuff über der oberen Tragfläche, so ist das Gebiet oberhalb des Auspuffs nur wenig gestört; und ein mittels der Starrbefestigung 1 m hoch in dieses Gebiet gebrachter Kollektor müßte bei einem von oben nach unten gerichteten, ungestörten natürlichen Spannungsgefälle von 100 V/m eine um rd. 100 V höhere Spannung annehmen als das Flugzeug.

Unterhalb des Flugzeuges ist das Feld beträchtlich deformiert, und der zwischen dem Flugzeug und einem nach unten ausgelassenen Kollektor gemessene Spannungsunterschied muß mit einem Reduktionsfaktor multipliziert werden, damit man das wahre Spannungsgefälle erhält. Die Bestimmung dieses Reduktionsfaktors geschieht durch Modellmessungen, wie sie von Müller[2]) zu diesem Zwecke schon vorgenommen worden sind.

Gleich bei den ersten Messungen zeigte sich eine Abhängigkeit des Spannungsunterschiedes Kollektor-Flugzeug von der Umdrehungszahl des Motors, ein Zeichen dafür, daß das Flugzeug eine Eigenladung annahm, deren Größe sich mit der Drehzahl änderte.

Eine Eigenladung ändert das Feld in der Umgebung des Flugzeuges. Bei geringer positiver Ladung tritt in einem von oben nach unten gerichteten Felde eine sonst oberhalb des Flugzeuges verlaufende Niveaufläche in das Flugzeug ein, und man hat über dem Flugzeug eine Auflockerung der Niveauflächen, unter ihm eine Anhäufung derselben. Überschreitet aber die positive Eigenladung einen bestimmten Wert, so bildet sich unmittelbar über dem Flugzeug ein Gebiet umgekehrten Spannungsgefälles aus; oberhalb dieses Gebietes herrscht dann wieder die normale Richtung des natürlichen Gefälles, jedoch mit geschwächtem Gradienten. Unterhalb des Flugzeuges ist auch bei dieser hohen Eigenladung die Feldrichtung die des ungestörten Feldes mit verstärkten Gradienten[3]).

2. Elektrometer.

Als Spannungsmesser fanden Wulfsche Zweifadenelektrometer mit stärkerer Fadenspannung als sonst üblich (Empfindlichkeit 5 V pro Skalenteil) Verwendung. Bei den ersten Flügen in einer Sablatnig-Limousine wurde das Elektrometer vom Beobachter mit der Hand gehalten, bei den anderen Aufstiegen dicht über dem Rumpf zwischen Beobachter und Flugzeugführer angebracht. Um die Motorerschütterungen nicht auf die Elektrometerfäden zu übertragen, wurde das Instrument anfangs an straff gespannten Federn befestigt, und da auch hierdurch die Schwingungen nicht genügend gedämpft waren, schließlich auf ein Gummiluftkissen gesetzt, das auf einem im Beobachterraum angebrachten Brett ruhte (Abb. 4).

Trotzdem schwangen die Fäden noch. Die hierdurch bewirkte Verbreiterung eines Fadens betrug 1—2 Skalenteile, ging mitunter aber auch bis auf 10 Skalenteile. Die früher verwandten platinbestäubten Quarzfäden sind solchen dauernden Beanspruchungen nicht gewachsen und werden durch Verlust ihrer leitenden Platinschicht allmählich unbrauchbar, so daß nur Platinfäden in Frage kommen.

Der normale Meßbereich der beiden zur Verfügung stehenden Elektrometer (160 Skalenteile = 600 und 800 V) reichte bei den meisten Versuchen nicht aus. Eine Erweiterung desselben durch das Elektrometerwehr von Dieckmann[1]) oder den Wulfschen Influenzaufsatz[2]) hätte das Instrument zu unhandlich gemacht. Es wurde deshalb vor dem Start oder im Fluge der rechte Elektrometerfaden auf das rechte Ende der Skala eingestellt, wobei das Elektrometer durch gleichzeitiges Berühren von Ladesonde und Gehäuse entladen war, und bei der Beobachtung nur der Stand des linken Fadens abgelesen. So konnten Spannungsunterschiede von 1200 und 1600 V gemessen werden.

Da die Schwankungen des Zuleitungsdrahtes die Elektrometersonde stark beanspruchten und infolgedessen die Bernsteinisolation beschädigten, wurde die Sonde in einen Hartgummi-Isolator gesteckt, der genau in die Öffnung des Elektrometerdeckels paßte und so die Beanspruchungen aufnahm.

Das Gehäuse des Elektrometers war bei den Messungen durch einen Draht mit dem Motor oder anderen Flugzeugteilen leitend verbunden.

3. Kollektoren.

a) Allgemeines.

Aufgabe eines Kollektors ist schnelle Beseitigung eines Spannungsunterschiedes zwischen einem mit dem Kollektor leitend verbundenen System und der Luft am Orte des Kollektors, so daß dieser nach seiner Einstellung die Spannung des betreffenden Luftpunktes (oder eines in der Nähe gelegenen Referenzpunktes) annimmt. Die Kollektoren (auch Potentialausgleicher, Sonden, Elektroden genannt) wirken entweder dadurch, daß sich geladene Teilchen von ihrer Oberfläche loslösen, bis die im umgebenden Felde auf ihnen influenzierte Ladungsdichte Null geworden ist, oder dadurch, daß sie die Ionisation der umgebenden Luft vergrößern; unter der Wirkung des Feldes zwischen einem solchen Kollektor und der Umgebung wandern dann die Ionen heran und bringen den Kollektor auf das Potential seines Referenzpunktes.

Beide Arten von Kollektoren können entweder als Meßsonde zur Feststellung der Größe und Richtung eines gegebenen Feldes Verwendung finden und sollen in folgendem dann einfach als »Kollektoren« bezeichnet werden. Oder man benutzt ihre Ausgleichswirkung zur Beseitigung der auf einem System vorhandenen elektrischen Ladung; in dieser Eigenschaft sollen sie »Ausgleicher« heißen.

Als kennzeichnend für die Güte eines Kollektors oder Ausgleichers wird zunächst seine Halbwertzeit angesehen, d. h. die Zeit, die bis zur Beseitigung der Hälfte der anfänglichen Spannungsdifferenz verstreicht. Die Bestimmung dieser Größe fällt aber bei der meist schnellen Wirksamkeit der von uns benutzten Kollektoren und den Beobachtungsschwierigkeiten im Fluge zu ungenau aus. Wir geben deshalb stets die Ladezeit an und verstehen darunter die Zeit bis zur Ausgleichung der anfänglichen Spannungsdifferenz auf 5 vH, d. h. bis zur praktischen Erreichung des Endwertes der Spannung, da der Fehler der Spannungsablesung im Flugzeuge etwa 5 vH ist. Weitere 5 vH Fehler kommen auf die Bestimmung der wenige Sekunden betragenden Zeit, so daß die Genauigkeit der Ladezeit etwa 10 vH wird.

Die Bestimmung der Ladezeit geschieht so: Man merkt sich den Spannungsendwert, den das Elektrometer nach längerer Kollektorwirkung anzeigt, entlädt und stellt dann sofort die Zeit bis zur Erreichung desselben Wertes mit der $^1/_5$ Sekunden-Stoppuhr fest.

Bei Verwendung eines Kollektors zu Ausgleichszwecken ist zu beachten, daß sich seine Ladezeit mit einer Veränderung der

---

[1]) E. Everling, Verh. d. d. Physik. Ges. **16**, 240, 1914; E. Everling und A. Wigand, Ann. d. Phys. **66**, 261, 1921.

[2]) W. Müller, Ann. d. Phys. **63**, 585, 1920.

[3]) Man vergleiche hierzu Zahlentafel IV von Maxwells Treatise, wo die Störung eines homogenen Feldes durch eine geladene Kugel dargestellt ist, und die Abb. 12—14 der zitierten Müllerschen Arbeit, welche die gestörte Feldgestaltung in der Umgebung des Korbes eines verschieden stark elektrisch geladenen Ballons zeigen.

[1]) M. Dieckmann, Physik. Zeitschr. **13**, 108, 1912.

[2]) Th. Wulf, Physik. Zeitschr. **11**, 1090, 1910.

Digitized by Google

Kapazität des mit ihm leitend verbundenen Systems ändert, ohne daß jedoch hierdurch der Ausgleichsvorgang selber geändert würde. Maßgebend für die Wirksamkeit eines Kollektors oder Ausgleichers ist nicht die Ladezeit, sondern seine Entladestromstärke pro Volt Spannungsdifferenz. Wir nennen diese pro Volt und Sekunde vom Kollektor weggeschaffte Elektrizitätsmenge seinen Leitwert λ. Zur Ermittlung des Leitwerts lädt man[1]) eine mit einem Elektrometer verbundene Kapazität C auf ein Potential V und entlädt sie mittels des zu untersuchenden Kollektors, der sich in einem Raume vom Potential V_0 befindet. Aus der zeitlichen Änderung der Spannung erhält man dann die Intensität des Entladungsstromes $J = -C\frac{dV}{dt}$. Dieses J ist nun der Spannungsdifferenz $(V - V_0)$ proportional. Man erhält also als Entladestromstärke pro Volt Spannungsdifferenz oder Leitwert:

$$\lambda = \frac{C}{V_0 - V} \cdot \frac{dV}{dt}.$$

Ebenso kennzeichnend und vielleicht noch anschaulicher ist der reziproke Wert von λ, der »scheinbare Widerstand« des Kollektors.

Von den am Erdboden und im Freiballon bisher verwendeten Kollektoren (Wasser-, Flammen-, Lunten-, radioaktiven, Spitzen-, lichtelektrischen und mechanischen (Influenz-) Kollektoren) scheiden die Spitzenkollektoren als zu unwirksam von vornherein aus, und auch die lichtelektrischen Sonden kommen, wenn sie auch gelegentlich mit Erfolg im Freiballon benutzt worden sind[2]), ihrer großen Ladezeit wegen[3]) nicht in Frage. Flammen werden bei den vorkommenden Windgeschwindigkeiten ausgeblasen. Lunten haben sich im allgemeinen wegen Erzeugung von Eigenladung und zu träger Ausgleichswirkung auch nicht als brauchbar erwiesen; doch lag die Vermutung nahe, daß sie bei der großen Ventilation im Flugzeug besser wirken würden. Dahingehende Versuche, die wir im künstlichen Winde von der Stärke des Flugwindes anstellten, ergaben jedoch Eigenladungen bis zu 100 V und mehr, so daß Lunten als Kollektoren ausfielen. So mußten denn die bisher auch sonst meistens benutzten radioaktiven und Wassertropf- oder Zerstäuber-Kollektoren den Flugzeugmessungen angepaßt werden, was auch nach längeren Versuchen gelang.

Einen mechanischen Kollektor, wie er neuerdings auf dem Schiffe bei den Carnegie-Fahrten[4]) benutzt worden ist, haben wir im Flugzeug noch nicht ausprobiert. Doch dürfte er, besonders in der schon von Palmieri[5]) angegebenen Form als »rotierender Kollektor«[6]) (elektro-atmosphärische Maschine) sich auch im Flugzeug benutzen lassen, zumal hier der Fahrwind den Rotationsmechanismus entbehrlich macht und man die gewünschte Umdrehungszahl durch geeignete Blattstellung des als Luftschraube auszubildenden rotierenden Armes erreichen kann.

b) Radioaktive Kollektoren.

Der zu den beiden ersten Flügen benutzte radioaktive Kollektor Nr. I war dem bei früheren Ionisationsmessungen im Flugzeug von uns[7]) verwendeten Ausgleicher nachgebildet. Er bestand aus einem zylindrischen Vorderteil, hatte oben zur Stabilisierung zwei horizontale Flossen und lief nach hinten aus in einen aktivierten Schwanz, ein als Leitflosse vertikal gestelltes Platinblech von 6,5 · 3 cm mit elektrolytisch niedergeschlagenem *Ra F*. Über dem Schwerpunkt dieses Kollektors war eine Bronzelitze befestigt, die zum Elektrometer führte. Ein Hartgummi-Isolator am Tragflächenstiel der bei diesen Versuchen benutzten Sablatnig-Limousine und ein zweiter Isolator im offenen Kabinenfenster verhinderten eine Berührung des Leitungsdrahtes mit irgendeinem Flugzeugteil.

Der Kollektor wurde vor dem Start bis dicht an den Tragflächenisolator gezogen und während des Fluges vom Beobachter durch Auslassen des Leitungsdrahtes hinuntergelassen. Der Draht nahm infolge seines Luftwiderstandes und des Gewichtes des Kollektors die schon aus der drahtlosen Telegraphie im Flugzeug[5]) bekannte, nach hinten durchgebogene Form an; der Kollektor selber machte dieselben Schwankungen wie die Antenneneier[1]) und änderte seinen etwa 4 m betragenden Höhenabstand vom Flugzeug um mehrere Dezimeter bei kleinen Geschwindigkeits- und Höhenschwankungen des Flugzeuges. Auch die Beschwerung des Kollektors durch Anbringen von einigen Bleiplatten unterhalb des Zylinders verhinderte diese Höhen- und Seitenschwankungen nicht. Da auch die Ladezeit des Kollektors sehr groß war (etwa 1 min), so wurde durch eine Neukonstruktion ein im Fluge ruhiger stehender radioaktiver Kollektor mit kürzerer Ladezeit zu erzielen versucht.

Dieser neue Kollektor (Nr. II) erhielt Tropfenform, um bei großem Gewicht einen möglichst geringen Luftwiderstand zu erzielen (Abb. 1). In den 16 cm langen Zinkgußkörper von 2,8 cm Durchmesser waren hinter 4 mit *Ra F* aktivierte Kupferflossen

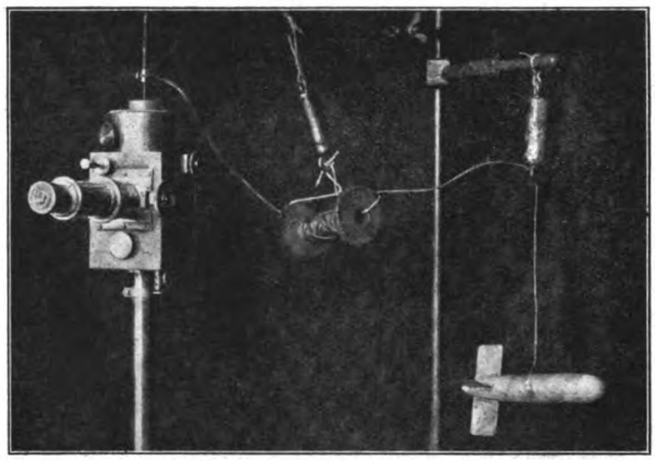


Abb. 1. Wulf-Elektrometer, Isolatoren und radioaktiver Flugzeugkollektor Nr. II. (Laboratoriumsaufstellung.)

(je 3 · 3,6 cm groß) eingesetzt, die gleichzeitig als Stabilisierungsflächen dienten. Der durch den Schwerpunkt des Zinkkörpers gehende Aufhängedraht aus Bronzelitze wurde wieder über 2 Hartgummi-Isolatoren an den Hinterkanten der linken Tragflächen eines Sablatnig-Doppeldeckers zum Elektrometer geführt.

Infolge der günstigeren Widerstandsform dieses Kollektors bog sich der Draht nicht ganz so weit zurück wie bei dem vorigen Kollektor; auch stand dieser Kollektor ruhiger im Fluge, zeigte aber immerhin noch merkliche Höhen- und Seitenschwankungen. Seine Wirksamkeit war auch nicht viel besser als die des ersten Kollektors; die Ladezeit betrug 40—50 s.

Es lag die Vermutung nahe, daß diese schlechte Wirkung der beiden Kollektoren durch die Lage der aktivierten Flächen am Ende der Kollektoren bedingt war. Der Fahrtwind bläst die durch die α-Strahlen leitend gemachte Luft sofort hinten weg, und es kann daher ein Ausgleich der Spannung zwischen Kollektor und umgebender Luft nur am äußersten Ende des Kollektors erfolgen.

Zur Prüfung dieser Vermutung wurde zunächst ein kreisförmiges, mit *Ra F* aktiviertes Platinblech von 1½ cm Durchm. mit einem Elektrometer verbunden, aufgeladen und einem schwachen künstlichen Luftstrom im Laboratorium ausgesetzt. Dabei stellten wir die Zeit für den Abfall der Spannung auf $^1/_5$ des Anfangswertes bei verschiedenen, durch den Staudruck gemessenen Windgeschwindigkeiten fest. Es ergab sich, wie schon von früher her bekannt, eine beträchtliche Abnahme der Entladungswirkung mit der Windgeschwindigkeit:

Windgeschwindigkeit in m/sec:	0	0,9	1,5	3	0
Zeit gleichen Spannungsabfalls in sec	18	23	28	37	19

Entgegen der Annahme von Linke[2]) nähert sich die Ausgleichswirkung auch bei höheren Windgeschwindigkeiten nicht einem Grenzwerte, sondern nimmt auch dann noch immer mehr ab, wie nachstehender Versuch zeigt, bei dem dasselbe Platinblech einem stärkerem Luftstrom ausgesetzt war, zu dessen Stärkemessung eine Bruhnsche Düse diente. Beobachtet wurde hierbei die Zeit des Spannungsabfalls auf ⅓ des Anfangswertes.

Windgeschwindigkeit in m/s:	0	30	35	40	45	0
Zeit gleichen Spannungsabfalls in s	11,8	112	116	130	136	11,6

[1]) E. v. Schweidler, Wien. Akad.-Ber. (IIa) **107**, 226, 1898.
[2]) H. Ebert, Gerlands Beitr. z. Geophysik **6**, 78, 1903.
[3]) H. Dember, Leipz. Akad.-Ber., mathem.-phys. Klasse, 1910, S. 218.
[4]) W. F. G. Swann, Terr. Magn. and Atm. Elektr. 1914, S. 182.
[5]) Palmieri, Die atmosphär. Elektr., Wien 1884, S. 27.
[6]) Le Cadet, Étude du champ électrique de l'atmosphère, Paris 1898, S. 44.
[7]) A. Wigand und H. Koppe, Mitt. d. Naturf. Ges. z. Halle **6**, 3, 1921.

[1]) R. Baldus und R. Hase, Jahrb. f. drl. Tel. **15**, 359, Abb. 2, 1920; E. Niemann, Funkentelegraphie für Flugzeuge, Berlin 1921, S. 46ff.
[2]) F. Linke, Physik. Ges. **4**, 661, 1903.

Digitized by Google

Diese Ergebnisse wurden auch bei Versuchen mit dem Kollektor Nr. II bestätigt (siehe folgende Zahlentafel a). Zugleich zeigte sich, daß die Ausgleichswirkung besser war, wenn man den Kollektor umkehrte (b), so daß der aktivierte Teil zuerst vom Winde bestrichen wurde. Die ionisierte Luft kann dann auf einer längeren Strecke beim Vorbeistreichen an den Metallteilen des Kollektors einen Spannungsausgleich bewirken.

	Windgeschwindigkeit in m/s:	0	15	20	23	26	0
Zeit gleichen Spannungsabfalls in s	a) aktiv. Teil am Ende des Kollektors. . . .	41	122	172	184	210	42
	b) aktiv. Teil am Anfang des Kollektors. . . .	36	64	77	84	95	40
	c) wie b), jedoch mit vorgehaltener Schale . .	38	57	60	59	62	40

Selbst wenn es gelänge, durch stärkere Aktivierung die Wirksamkeit erheblich zu steigern, so würde doch die starke Abhängigkeit der Wirkung von der Ventilation eine Verwendung von radioaktiven Kollektoren in Motorluftfahrzeugen ausschließen, wenn man es auf die Messung zeitlich nicht konstanter Spannungen absieht. Die folgende Überlegung führt jedoch, ohne daß man zur Verwendung

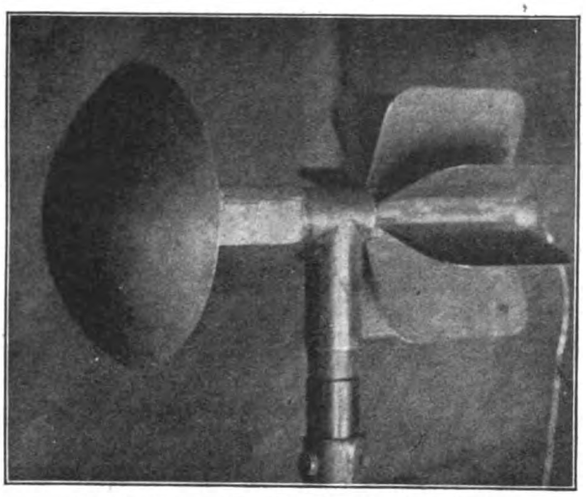


Abb. 2. Flugzeugkollektor Nr. III mit Radiothor.

extrem starker radioaktiver Präparate gezwungen wäre, zur Konstruktion eines radioaktiven Kollektors von genügend kurzer Ladezeit und praktisch ausreichender Konstanz bei allen in Betracht kommenden Luftgeschwindigkeiten.

Der Strömungszustand hinter einem Hindernis von geeigneter Form kann infolge der Wirbelbildung so gestaltet werden, daß die Belüftung eines in die Wirbelluft gebrachten Körpers oberhalb einer gewissen Geschwindigkeitsgrenze nur wenig von der Luftgeschwindigkeit abhängt. Diese Erfahrung wurde bereits früher bei der Belüftung des Thermometers eines Flugzeug-Meteorographen[1]) gemacht.

Für den vorliegenden Fall schraubten wir in einem Vorversuch auf das Vorderende des Kollektors Nr. II, dessen Flossen hierbei nicht aktiviert waren, einen mit *Ra F* aktivierten Kupferzylinder (1 cm dick, 3 cm lang) und brachten 3 cm vor dessen Spitze eine Porzellanschale von 3 cm Tiefe und 7 cm Öffnungsweite. Bei dieser Anordnung nahm die Wirksamkeit des Kollektors mit Steigerung der Ventilation von 0 auf 26 m/s nur um etwa 50 vH ab (siehe vorige Tabelle c), während ohne Vorsetzung der Schale bei derselben Ventilationssteigerung eine Vergrößerung der Entladungszeit auf das 2½ fache (b) bis 5 fache (a) eingetreten war. Auch die gewünschte Unabhängigkeit der Entladungswirkung von der Luftgeschwindigkeit innerhalb des beim Fluge in Betracht kommenden Geschwindigkeitsbereichs war durch das Vorsetzen der Schale erreicht worden.

Wir probierten dann im Windkanal die günstigste Größe und Form der Vorsatzschale aus und konstruierten auf Grund der gemachten Erfahrungen einen neuen radioaktiven Kollektor (Nr. III) mit Radiothor als aktiver Substanz (Abb. 2).

Man sieht hinter der Vorsatzschale die helle mit 0,5 mg Radiothor aktivierte Fläche und am Ende 8 Flossen, die der ionisierten Luft eine große Oberfläche zum Ladungsausgleich bieten. Das nach unten gehende Rohr sitzt auf einem Hartgummi-Isolator. Am Schwanzende wird der Zuleitungsdraht festgeklemmt.

Rauchversuche über den Strömungszustand im Wirbelfeld hinter der Schale, die wir im künstlichen Luftstrom anstellten, zeigten, daß durch das Vorsetzen der Schale die Geschwindigkeit der an der aktivierten Fläche vorbeistreichenden Luft bedeutend verringert worden war: Durch ein Rohr dorthin geblasener Rauch hielt sich bei vorgesetzter Schale bedeutend länger als ohne die Schale.

Dieser Kollektor erfüllt die an ihn gestellten Forderungen: er besitzt eine kurze Ladezeit, zeigt hinreichende Konstanz dieser Ladezeit innerhalb der beim Fluge in Frage kommenden Windgeschwindigkeiten, ist konstruktiv zuverlässig und im Gebrauche bequem. Er bedarf keiner Wartung; nur empfiehlt sich eine öftere Reinigung seines Hartgummi-Isolators, am einfachsten durch Abwaschen mit Seifenwasser, Nachspülen und Abtrocknen mit einem sauberen Tuche.

Der Kollektor hat sich bei vielen Flügen gut bewährt. Sein Verhalten im künstlichen Luftstrom bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten wurde in mehreren Versuchsreihen untersucht. Ein Beispiel zeigen folgende Zahlenreihen:

Windgeschwindigkeit in m/s:	0	17	21	25	30	34	34[1])	34[2])	0
Zeit gleichen Spannungsabfalls in sec	1,2	0,8	0,8	0,8	1,0	1,0	2,5	1,5	1,2

Die in der zweiten Zeile angegebenen Werte sind nicht Ladezeiten, sondern Zeiten gleichen Spannungsabfalls; beobachtet wurde dabei der Rückgang des rechten Elektrometerfadens vom Skalenteil + 60 auf 0. Die Genauigkeit der mit der $^1/_5$-Sekunden-Stoppuhr ausgeführten Zeitmessung ist 0,2 s.

Man sieht hieraus, daß durch diese Konstruktion ein Kollektor erzielt worden ist, der im Flugwind noch besser wirkt als ohne Ventilation. Die Ladezeit im Flugwind beträgt 3 s, ohne Ventilation etwa das Doppelte. Diese Verkürzung der Ladezeit ist auch aus der folgenden Zahlentafel zu ersehen, die im übrigen zur Feststellung des Leitwertes für den Radiothor-Kollektor dient. Um den Entladungsvorgang für genauere Zeitbestimmung zu verlangsamen, wurde ein Kondensator mit dem Kollektor und dem Elektrometer verbunden und so die Kapazität auf 1400 cm erhöht; die Bestimmung einzelner Punkte der Entladungskurve geschah mit einer Sekundenuhr.

Abgelesene Voltzahl	133	118,5	104	89	74	59	39
Abgelesene Zeit in sec bei einer Windgeschwindigkeit von 0 m/s	0	7	15	25	40	60	85
0 »	0	7,5	16	26	41	57	80
17 »	0	5	10	15	22	32	45
17 »	0	5	10	15	22,5	32	45
21 »	0	5	11	16	24	34	47
21 »	0	5	10	15	24	34	47
25 »	0	5	11	17	25	35	50
27 »	0	5	10	16	25	35	50
29 »	0	6	11	19	27	39	55
32 »	0	5	11	17	26	38	55
34 »	0	5	11	20	28	40	58
[36 »	0	5	13,5	21,5	32	46	67 ?]
0 »	0	9	19	32	46	64	95
0 »	0	9	17	27	40	60	90
$\lambda \cdot 10^{11}$ Amp/Volt im Mittel bei 17—27 m/s	3,6	3,8	4,3	3,8	3,8	4,6	
	(Mittelwert: 4,0)						

Man erhält aus diesen Beobachtungen nach der angegebenen Formel den Leitwert λ des Kollektors (Entladestromstärke pro Volt Spannungsdifferenz) z. B. bei 21 m/s Windgeschwindigkeit und für den Anfang der Entladungskurve:

$$\lambda_{21} = C \cdot \frac{dV}{dt} \cdot \frac{1}{V_0 - V}$$

$$= \frac{1400}{9 \cdot 10^{11}} \text{ Farad} \cdot \frac{14{,}5 \text{ Volt}}{5 \text{ s}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{133 + 118{,}5}{2}\right) \text{ Volt}}$$

$$= 3{,}6 \cdot 10^{-11} \text{ Amp/Volt.}$$

Aus den gemessenen Werten bei 17 bis 27 m/s sind die Werte von λ berechnet und die Mittelwerte unten in die vorstehende Zahlentafel eingetragen worden. Der Gesamtmittelwert ist $\lambda = 4{,}0 \cdot 10^{-11}$ Amp/Volt. Ein ausgesprochener Gang in den Abweichungen der für die verschiedenen Spannungen gefundenen λ-Werte vom Mittel ist nicht zu erkennen; die Konstanz ist bei der gewählten Meßgenauigkeit befriedigend und erweist die Berechtigung von Definition und Ansatz der mit »Leitwert« bezeichneten Größe λ zur Charakterisierung der Kollektorwirksamkeit. (Fortsetzung folgt.)

[1]) A. Wigand, Beitr. z. Phys. d. fr. Atm. 9, 137, 1920/21.

[1]) Kollektor quer zum Winde gestellt.
[2]) Kollektor mit der Schale nach hinten gestellt.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [07] und laufende Nummer [01 usw.].

Berechnung. Zeichnerische Integration lediglich mit Stift und Lineal gelingt durch Auffindung einer »Zwischenintegralkurve« indem man die zu integrierende Kurve in Trapeze zerlegt, diese mittels Halbierungslinien in flächengleiche Rechtecke verwandelt, von denen je zwei durch Verbindung ihrer Mitten auf dem Mittellot ihrer gemeinsamen Gesamtgrundlinie die Höhe eines Rechteckes vom gleichen Inhalt wie beim gegebenen Rechtecke zusammen abschneiden. Der Schnittpunkt, »Knoten«, wird nun zum Hinzuaddieren weiterer Rechtecke des gegebenen Kurvenzuges verwendet. Der Zug der »Schlußgeraden« zwischen den Knotenpunkten liefert die Zwischenintegralkurve, die einfache geometrische Zusammenhänge mit der gegebenen Kurve aufweist. Durch Reduzieren der Knotenordinaten auf gemeinsame Basislänge entsteht die gesuchte Integralkurve. Zum Reduzieren dient einfaches geometrisches Verfahren (ähnliche Dreiecke oder aber das anfangs erwähnte Schlußlinienverfahren); Anwendungsbeispiele: Spantareal und -Momentenkurve, statische und dynamische Stabilitätskurve, Trägheitsmomente und Trägheitsradien. — *Heinrich Schultz*, Graphische Integration; Werft-Reederei-Hafen **5**, Nr. 4 vom 22. Februar 1924, S. 55 bis 60 (11 Sp., 20 Skizzen). *E.* 40701.

Fallschirm. Der Öffnungsvorgang wurde bei dem Fallschirmwettbewerb im Juni 1923 mittels Laufbild zugleich mit einer Uhr (»ciné-mitrailleuse von Debrie zum Ausbilden von Jagdfliegern) aus einem Fesselballon, beim zweiten »Concours« im Oktober 1923 vom Boden aus aufgenommen. Die Abbildungen zeigen das Abspringen und das Entfalten des Schirmes vom Rande aus und gestatten, die Messungen der Zeitnehmer zu berichtigen. — *J. P.*, Comment s'ouvre un parachute; L'Aérophile **31**, Nr. 23/24 vom 1./15. Dezember 1923, S. 367 (1 Sp., 1 Lichtb. mit 8 Filmaufnahmen). *E.* 40702.

Flugzeuge. Der Feiro 1, das erste ungarische Verkehrsflugzeug, hat, vorläufig mit 120 PS-Rhône, Probeflüge gemacht; Hochdecker mit 2 freien Sitzen, Doppelsteuerung und 2 Kabinensitzen nebeneinander; Entwurf von *Ladislas Rotter*. Ganz aus Sperrholz, auch Bespannung des dicken Flügels, Profil Joukowski mit 0,14 Dickeverhältnis. Brandsicherheit durch 2 Spante zwischen Motor und Führersitz, in deren Zwischenraum, gut belüftet, Vergaser und Zubehör sitzen. Große Geschwindigkeitspanne.

Spannweite	14,25	m
Länge	8,8	m
Flügeltiefe	2,0	m
Fläche	26	m²
Leergewicht	0,75	t
Fluggewicht	1,20	t
Flächenbelastung	14,5	kg/m²
Leistungsbelastung	10,5	kg/PS
Flächenleistung	4,6	PS/m²
Geschwindigkeit	160	km/h.

— L'Aéronautique **6**, Nr. 58 vom März 1924, S. 65 (1 Sp., 2 Skizz. des Flugzeuges). *E.* 40703.

Flugzeuge. Der dreimotorige Handley-Page, ein Verkehrsdoppeldecker für 10, mit geringerem Gepäck für 14 Personen, soll von der Sabena (Société Anonyme Belge d'Exploitation de la Navigation Aérienne) im Kongo verwendet werden. Ein 360-PS-Rolls-Royce-Eagle IX, vorn im Rumpf, zwei 240-PS-Siddeley Puma seitlich an den innersten Stielen sichern Flugfähigkeit und gute Steuerbarkeit auch beim Aussetzen einzelner Motoren. Jeder Motor hat Bugkühler. Nur Fallbenzinbehälter im Oberflügel. 4flügelige Zugschrauben. Auspuffleitungen sind unter dem Rumpf entlang geführt und tragen Luftmäntel zum Heizen der Kabine. Die Auspuffe der Seitenmotoren könnten in der Kabine stören.

Ein Gepäckraum unter dem Führer- und Ortersitz, ein größerer hinten. Waschraum an der Kabine.

Beiderseits 2 Laufräder in Parallelogramm mit Diagonalverstrebung.

Leistung	840	PS
Spannweite	22,8	m
Länge	18,3	m
Höhe	5,2	m
Flügelfläche	135	m²
Querruder	13,8	m²
Höhenflosse	10,6	m²
Höhenruder	4,6	m²
Kielflosse	2,8	m²
Seitenruder	3,7	m²
Fluggewicht	5,46	t
Zuladung etwa	1,16	t
Flächenbelastung	40,4	kg/m²
Leistungsbelastung	6,5	kg/PS
Flächenleistung	6,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	164	km/h
Betriebsgeschwindigkeit rd.	130	km/h.

— The Handley Page W 8 F; The Aeroplane **26**, Nr. 18 vom 30. April 1924, S. 368, 370, 372, 374 (5 Sp., 5 Lichtb. des Flugzeuges O-BAGH, 4 Zeichn., 4 Skizz. der Einzelteile, 1 Zahltaf.); auch Handley Page Three-Engineed Commercial Aeroplane for Belgium; Flight **16**, Nr. 801 (18) vom 1. Mai 1924, S. 248 bis 253 (5 Lichtb. des gleichen Flugzeuges, 3 Lichtb. von Einzelteilen, 3 Zeichn. des Flugzeuges, 17 Skizz. von Einzelteilen, 1 Zahltaf.). *E.* 40704.

Flugzeuge. Der Potez XIX-Dreisitzer, Doppeldecker mit 3 × 300 PS-Hispano-Suiza, der seine ersten Probeflüge gemacht hat, ein Ganzmetall-Militär-Lastflugzeug; nur die Rumpfwände an der Kabine Sperrholz. Flügelverspannung 3 Stiele, die innersten V-förmig zum Aufnehmen der Motoren, Querruder mit Kastenholmen und Kastenendrippen, deren Wände Erleichterungslöcher tragen. Sporn starkes Duraluminrohr, unten mit Eisenbeschlag in Gummimuffe zum Aufnehmen der axialen Stöße gelagert. Flügelholme I-Form, Rippen aus U-Profilgurten und Aluminium-Rohrstreben, Endrippe Duraluminblechkasten zum Aufnehmen des Zuges der Bespannung. Innenstiele Duraluminrohr, Hilfsinnenstiele gegen Ausknicken der Holme kastenförmig.

Länge	14,14	m
Spannweite	31,31	m
Fläche	112	m²
Leergewicht	3,10	t
Nutzlast	1,63	t
Gesamtgewicht	4,73	t
Flächenbelastung	42,5	kg/m²
Leistungsbelastung	5,25	kg/PS
Flächenleistung	8,0	PS/m²
Rechnerische Geschw. in 2 km Höhe	170	km/h
Benzinvorrat	1100	l

— Le Trimoteur triplace Potez XIX 900 HP; L'Aéronautique **6**, Nr. 58 vom März 1924, Beiblatt L'Aérotechnique **2**, Nr. 15, S. 33 (2 Sp., 7 Skizz. der Metallbauart usw.). *E.* 40705.

Flugzeuge. Cox-Klemin-2-Schwimmer-U-Boot-Nahaufklärungs-Flugzeug XS 1 mit luftgekühltem Wright-L-4-Sternmotor auf Sperrholzschott mit Stahlabstützung, neuerdings für die amerikanische Marine gebaut; kann vom Schiffsdeck abgeschleudert werden und mit eigener Kraft vom Wasser starten, läßt sich an Bord leicht auf- und abrüsten. Holzdrahtrumpf; Doppeldeckerstiele und Schwimmerstreben aus Stahlrohr, Schwimmer aus Spruce, Rahmen und Schotten mit Duralumin-Winkeln und -Nieten verbunden; Schwimmerboden doppelt gekreuztes Zedernholz; Seiten und Decke Weißkiefer mit geleimtem Baumwollbezug. Quersteuerzüge Stahlrohr. Leitwerk mit Stahlrohr versteift; Höhenflosse am Boden einstellbar.

Spannweite	5,47	m
Länge	5,47	m
Flügeltiefe (oben und unten)	0.91	m

Digitized by Google

Flügelabstand	1,07	m
Staffelung	0,27	m
Einstellwinkel (oben und unten)	2	°
V-Form (oben und unten)	1½	°
Fluggewicht	0,45	t
Leergewicht	0,29	t
Fluggeschwindigkeit am Boden	160	km/h
Schwebegeschwindigkeit	80	km/h
Steigt in 10 min auf	1,34	km
Betriebsgipfelhöhe	2,56	km
Flugdauer in Höchstgeschwindigkeit	2	h

— X S1 Naval Seaplane; Aviation **16**, Nr. 14 vom 7. April 1924, S. 366 (1 Sp., 1 Lichtb., 1 Zahltaf.). *E.* 40706.

Flugzeuge. Das DH-50-Verkehrsflugzeug stammt in gerader Linie vom De Havilland 9 (c)-Heeresflugzeug, in das eine Kabine für 4 Reisende eingebaut wurde; es ist dem Verkehrszweck als Luftdroschke und für schwachbesetzte Linien im Entwurf angepaßt. Außer Öl-Luftdruck-Stoßfängern, gedämpfter Federung am Sporn, Behältern in den Flügeln usw. sind verbessert: das Gewicht (etwa 40 kg geringer) und die Rumpfform, die Steuerbarkeit, besonders für kleinere Geschwindigkeiten, 80 bis 90 km/h, daher ist die Landegeschwindigkeit geringer trotz ungeänderter Flächenbelastung. Das ist vor allem durch Differential-Quersteuerung erreicht; das aufgedrehte Querruder macht einen größeren Winkel als das abwärts gedrehte; dessen Widerstand wird dadurch vermindert.

Sperrholzrumpf ohne Spanndrähte. Motor wenig verkleidet, daher leicht zugänglich und gut gekühlt. Kleine Kabine mit ausgebauchten Wänden, 4 bequeme herausnehmbare Sitze nach vorn; keine Tür, aber dachförmige Kabinendecke aufklappbar; Lüftung noch unvollkommen. Öffnung in der Steuerbordwand. Führer sitzt hinter Kabine. Steuerung läuft in Kugellagern, Leitungen gehen gerade durch. Benzinmotor auf Oberflügelmitte, Hilfsbehälter für ½ h vom Hauptteil abgeschottet. In der üblichen Flügelverspannung fehlen im ersten Feld links hinten die Gegenseile, um das Aussteigen zu ermöglichen.

Die Stoßdämpfer verhindern das Springen nach dem ersten Aufsetzen; erst nach 0,15 Federweg greift die Gummifederung ein. Seitenruder ausgeglichen, Höhenruder nicht; Höhenflosse verstellbar.

Leergewicht (mit Kühlwasser)	1,02	t
Benzin und Öl	0,18	t
Ladung und Flieger	0,57	t
Fluggewicht	1,77	t
Leistung	240	PS
Fläche	40,5	m²
Flächenbelastung	43,7	kg
Leistungsbelastung	7,4	kg/PS
Flächenleistung	5,9	PS/m²

Ergebnis der Prüfung vor dem Luftministerium in Martlesham Head:

Geschwindigkeit in 0,92 1,52 2,44 km Höhe
180 178 169 km/h.

Gipfelhöhe gemessen 4,45, berechnet 5,28 km.

Steigt auf	0,92	1,52	2,44	3,05 km
in	5	9	17	24 min
und	26	48	54	51 s.

Steiggeschwindigkeit am Boden, in 1,52 3,05 km Höhe
3,08 2,19 1,30 m/s.

Anlauf	165 m
Auslauf	97 bis 110 m
Höhe 130 m vom Start ab	7,6 m.

— *Re.*, Het D.H. 50 Verkeersvliegtuig; Het Vliegveld **8**, Nr. 3 vom März 1924, S. 58 bis 59 (2½ Sp., 3 Zeichnungen, 1 Lichtb. des Flugzeuges, 1 Zahlentaf.). *E.* 40707.

Flugzeuge. In Mexiko wurden zuerst Kampfflugzeuge zu Kriegszwecken bei Aufständen praktisch verwandt. 1918 baute die Landesflugzeugwerft in Valbuena den Späheindecker »Microplano« mit 180 PS-Hispano-Suiza, später einen Schuldoppeldecker mit 80 PS-Aztatl (Anzani-Stern). Neuerdings baute die Werft 3 »halbfreitragende« Hochdecker nach Entwürfen des Generaldirektors Angel de Lascura y Osio. Rippen meist aus Spruce mit Dreifach-Sperrholz. Siebenfache Sicherheit, Joukowsky-Flügelschnitte; außer den Motoren ist Material und Personal mexikanischen Ursprungs. Prüfungen vom 2,4 km hohen Flugplatz Valbuena.

Flugzeug	5-E-132	3-E-130	4-E-131 Quetzalcoatl
Sitze	2	1	2
Zweck	Schul	Späh	Bomben od. Erkundg.
Motor	Rhône	Mono-Gnôme	B. M. W.
Leistung PS	80	160	185
Flügelfläche m²	26	16	33
Leergewicht t	0,58	0,67	1,13
Fluggewicht t	0,80	0,86	1,73
Zuladung t	0,14	0,10	0,39
Brennstoffgewicht t	0,008	0,009	0,23
Höchstgeschwindigkeit km/h	120	225	200
Mindestgeschw. km/h	64	76	75
Steigzeit auf 1 km min	—	2,6	4,0
Gipfelhöhe km	5,0	6,0	6,5
Flugdauer h	2	1,5	5
Flügelschnitt (Prandtl)	430	430	413
Ausrüstung	—	2 Vickers-MG	250 kg Bomben, 1 festes Vickers-MG vorn, 1 doppeltes Lewis-MG auf Scarff-Ring beim Beobachter
Kühler	—	—	1 bzw. 2 Lamblin

— Some New Mexican Aircraft; The Aeroplane **26**, Nr. 9 vom 27. Februar 1924, S. 180 und 182 (3 Sp., je 3 Lichtb. des 3-E-30 und des Quetzalcoatl, 3 Zahlentaf.) *E.* 40708.

Flugzeuge. Selbsttätige Flügelklappen zum Verringern der Landegeschwindigkeit weist der De Haviland 80-Doppeldecker mit Siddeley-Puma-Motor auf. Sie können an Ober- und Unterflügel durch Stiele verbunden werden, dienen gleichzeitig als Querruder; werden bei höherer Geschwindigkeit (über etwa 115 km/h), also kleinem Anstellwinkel, durch die nach hinten wandernde Luftkraft zurückgedrückt, bei kleiner Fahrt durch Federkraft herabgezogen, erhöhen also bei wenig geänderter Rumpflage Anstellwinkel und außerdem Wölbung des Flügels, daher den Auftrieb, vermindern die Landegeschwindigkeit um 10 km/h auf 68 km/h und die Geschwindigkeit mit guter Steuerbarkeit von 97 auf 81 km/h. Federbruch unbedenklich, da die Klappen als Querruder zwangläufig verbunden sind und selbst im Falle des Bruches aller 4 Federn wie beim gewöhnlichen Flugzeug gesteuert werden kann.

Verbindung des Vorderschlitzes bei Handley Page mit der selbsttätigen Wölbungsverstellung nach De Haviland scheint sehr vorteilhaft und kann die bei Spaltflügeln nötigen großen Anstellwinkel verringern. (Eine derartige Vereinigung hat Lachmann bereits untersucht, s. ZFM 15, Nr. 10 vom 30. Mai 1924, S. 109 bis 116. D. Ber.) — The De Haviland Automatic Flap Gear; The Aeroplane **26**, Nr. 18 vom 30. April 1924, S. 368 (1½ Sp., 3 Lichtb. der Anordnung am Boden und im Betrieb); auch The New DH Automatic Camber Gear; Flight **16**, Nr. 801 (18) vom 1. Mai 1924 (3 Sp., je 1 Lichtb. des Flugzeuges, der Verstellklappe an der Hinterkante, der Schauklappe mit dem Quersteuerkettentrieb und der Zugfeder mit Klappenhebel). *E.* 40709.

Funkwesen. Funkpeilungen von Schiffen werden zweckmäßig von 3 Stationen aus gemacht. Die drei Peilstrahlen schneiden sich nicht genau in einem Punkte, sondern bilden ein Fehlerdreieck. Der wahrscheinliche Schiffsort ist nicht dessen Schwerpunkt, wie sich für den Sonderfall eines gleichseitigen Fehlerdreiecks in der Nähe einer Station daraus anschaulich ergibt, daß diese Station dann große Peilfehler aufweisen müßte. Nach der Ausgleichrechnung muß vielmehr die Summe der Quadrate der drei Winkelfehler ein Mindestwert sein. Diese Summe läßt sich näherungsweise durch die Summe der Quadrate von drei Streckenverhältnissen (Abstand des wahrscheinlichen Schiffsortes von jedem Peilstrahl, bezogen auf dessen Länge) ersetzen.

Der Schiffsort wird aus dieser Mindestbedingung ohne Differentialrechnung einfach bestimmt, wenn man sie als mechanische Kräftegleichgewichtbedingung auffaßt, wobei die Kräfte die Richtung der Lote vom Schiffsort auf die Peilstrahlen haben und verhältig sind der Länge dieser Lote, geteilt durch das Quadrat der Peilstrahlenlänge. Das Kräftedreieck ist dem Fehlerdreieck ähnlich. Dessen Seiten, mit dem Quadrat der zugehörigen Peilstrahlenlänge multipliziert, verhalten sich also wie die gesuchten Abstände des Schiffsortes von den Peilstrahlen. Dieser selbst läßt sich daher durch einfache Lotkonstruktionen finden; er liegt im Innern des Fehlerdreiecks.

Verschiedenem Gewicht der Peilgenauigkeit, die man aus dem mittleren Fehler vorliegender Peilungen bestimmt, wird durch entsprechendes Verkürzen der gegenüberliegenden Fehlerdreieckseiten Rechnung getragen.

Digitized by Google

Systematische Peilfehler sind durch Eichungen mittels gleichzeitiger anderweiter Bestimmung des Schiffsortes zu beseitigen. — *H. Stenzel*, Über die Bestimmung des wahrscheinlichsten Schiffsortes durch funkentelegraphische Peilung von 3 F.-T.-Stationen; Werft-Reederei-Hafen **5**, Nr. 6 vom 22. März 1924, S. 95 bis 97 (4 Sp., 3 Skizzen). *E.* 40710.

Leichtbau. Luftfahrt und Technik: A) Gewichtsersparnis durch Leichtformbau, Leichtstoffbau und Leichtkraftbau bei Krafterzeugung, Kraftleitung und Kraftverbrauch. In der Luftfahrt beispielsweise durch Flügel mit tragender Außenhaut bzw. Duralumin bzw. sparsame Motoren mit unmittelbarer Kupplung bei günstigen Strömungsformen, Vermeiden von Schwingungsresonanz, Unterbringung der veränderlichen Lasten nahe dem Schwerpunkt.

B) Anwendung dieser Erkenntnisse auf die gesamte Technik wertvoll, Beispiel: 1. Ventimotor, ein Windrad mit tragflügelähnlich gestalteten und gebauten Flügeln. 2. Stromlinienkraftwagen: Rumpler-Tropfen-Auto etwa zeigt eine Reihe von Merkmalen des Leichtformbaues (hohen Stahlblechrahmen), des Leichtstoffbaues (Aluminiumgehäuseblock) und des Leichtkraftbaues (eigenen Fächermotor, kurze gelenkfreie Wellen zwischen Motor und Hinterachse, »Tropfenform« mit stromliniger Verkleidung von Anbauteilen, Verkleinern der ungefederten Massen und Unterbringung der veränderlichen Lasten beim Schwerpunkt).

C) Leichtbau ist am Platz, wo man es mit Bewegungen zu tun hat, und zwar mit mechanischen Bewegungen bei Bearbeitung, Zusammenbau, Versand und Gebrauch, mit Wärme- und Elektrizitätsbewegungen.

D) Zusammenarbeiten zwischen Luftfahrt- und übriger Technik muß im Hochschulunterricht und bei der Ingenieurfortbildung planmäßig betrieben werden. — *E. Everling*, Luftfahrt und Technik; ZVDI **68**, Nr. 20 vom 17. Mai 1924, S. 491/492 (3½ Sp., 2 Zeichnungen der Form und Massenverteilung eines gewöhnlichen und eines Rumplerkraftwagens). *E.* 40711.

Literatur. Die Bibliographia Technica, ein neuer »Internationaler Literaturanzeiger für die gesamte Technik und Grenzgebiete«, der vom Verein deutscher Ingenieure zur Ergänzung der »Technischen Zeitschriftenschau« herausgegeben und den Mitgliedern des VDI auf Wunsch unentgeltlich zugestellt wird, »bringt monatlich lückenlos die bibliographisch genau aufgenommenen Titel und Preise aller selbständigen Neuerscheinungen der gesamten Ingenieurwissenschaften«. Im Anhang sollen die Werke, von denen Besprechungsabdrucke übersandt werden, ausgezogen werden. Titelauswahl der Aufsätze in den VDI-Zeitschriften und eine »Vermittlungstelle für die Verwertung technischer Fachliteratur aus Privatbesitz« bilden den Schluß.

Einteilung: Allgemeines, angewandte Naturwissenschaften, Geschichte usw. der Technik, Betriebswissenschaft, Soziales, Unterricht, Normung, Kraft- und Wärmewirtschaft, Bergbau, Hüttenwesen, Maschinen und Gießerei, Fördertechnik, Metallbearbeitung, Elektrotechnik, Material, Verkehrstechnik, dabei die Unterabschnitte »Schiffswesen«, »Eisenbahnwesen«, »Kraftwagen« und »Luftverkehr« (worunter auch Flugzeugbaukunde, Strömungsversuche und Segelflug aufgenommen sind!!), ferner Post, Telegraphie usw., Bauingenieurwesen, Gesundheitsingenieurwesen und Gastechnik. — Bibliographia Technica **1**, Nr. 1/3 vom Januar/März 1924, S. 1 bis 16 und I bis VI, besonders S. 14 bis 15 (¼ Sp. Abschn. 16d, Luftfahrtliteratur unter Stichwort »Luftverkehr«). *E.* 40712.

Luftbild. Ortsbestimmung aus Luftfahrzeugen ist noch schwierig. Auch das Zenith-Teleskop von Courvoisier, das aus Sternen nahe dem Scheitel den Zenithort und damit den Ort von Luftschiffen bestimmte, ist wegen der Lotabweichung bei der Fahrt nur am Boden sehr gut brauchbar. Aussichtsreicher als Kreiselhorizonte ist Funkpeilung.

Dagegen ist die Herstellung genauer Karten aus Luftfahrzeugen »günstig und bequem«. Hugershoffs Autokartograph (Heyde-Dresden) ist »das einzige« Auswertinstrument für Luftbilder, »das sich wiederholt einer amtlichen Prüfung durch die Landesaufnahme unterzogen hat«. Für Maßstab 1 : 10000 ergab sich doppelte Genauigkeit, wie amtlich gefordert, nämlich Höhen auf 0,35 m genau. Gegenüber der alten Punktaufnahmen werden 90 vH Zeit und 50 vH Kosten gespart.

Aufnahmehöhe für 1 : 10000 1,6 km, für 1 : 25000 3 km, Grundlinie zwischen zwei Aufnahmen 0,5 bis 2 km. Bei Luftschiffen gleichzeitig eine senkrechte und zwei Schrägaufnahmen. Autokartograph zeichnet stereoskopisch, für Schichtlinien mit elektrischem Antrieb, außer der Hauptkarte eine zweite in anderem Maßstabe, ein Kartenpaar für Reliefs, er fräst sogar ein Modell der Landschaft mit beliebiger Überhöhung. — *Hugershoff* und *H. H. Kritzinger*, Die astronomische Ortsbestimmung der Luftschiffe und Flugzeuge sowie die Herstellung kartographischer Unterlagen von solchen Fahrzeugen aus; Werft-Reederei-Hafen **5**, Nr. 3 vom 7. Febr. 1924, S. 44 bis 45 (3 Sp., 1 Lichtb. des Autokartographen, 2 Lichtbilder einer Meßbildaufnahme und der zugehörigen Karten). *E.* 40713.

Luftschrauben. Zum Berücksichtigen des Nachstromes beim Entwerfen von Treibschrauben hat die Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt 1923 bei verschiedenen Schiffsmodellen die genaue Nachstromverteilung durch Flügelräder gemessen, für jeden Radius gemittelt und die Druckseitensteigung der einzelnen Schraubenflügelschnitte nicht gleich gehalten, sondern dem Ergebnis angepaßt, also nahe der Nabe flacher, am Ende steiler eingestellt, d. h. schwächer verwunden.

Anstellwinkel über 12° sollten bei Flügelprofilen allgemein vermieden werden.

Die Neuerung ist nicht durch Schutzrechte gesperrt, der Versuchsbericht wird Interessenten kostenlos zugesandt. — *G. Kempf*, Dem Nachstrom angepaßter Propeller; Werft-Reederei-Hafen **5**, Nr. 6 vom 22. März 1924 (3 Sp., je 1 Skizz. und je 1 Lichtb. einer normalen und einer dem Nachstrom angepaßten Schiffsschraube, 2 Schaub.). *E.* 40714.

Messen. Die pneumatische Kammer mit Kälteanlagen der amerikanischen Fliegertruppe in Mitchel Field, New York, besteht aus einem kesselartigen Gehäuse mit 12-mm-Stahlwänden, 2,8 m Durchmesser und 3 m Höhe, hat drei kreisförmige 250-mm-Glasfenster aus je drei parallelen Glasplatten mit Luftzwischenräumen, eine Tür mit Gummidichtung, die oben ein Glasfenster, unten ein Aluminiumfenster für Röntgenstrahlenuntersuchung trägt, und ruht mit Korkzwischenlage auf einer selbständigen, von den Erschütterungen des Maschinenraumes durch Sand isolierten Betongründung. Auch die Kühlanlage ist durch Sandschicht abgetrennt, und die Kühlleitung liegt korkisoliert in einem Kanal. In die Kammer führen 12 Leitungen für die kühlende Salzsole, Thermometer, Druckmesser, elektrische Verbindungen usf. Weitere vier Leitungen am Kammerdeckel dienen für den Sauerstoff aus Gasflaschen, für Notventil und elektrische Leitungen, acht Lampen zur Beleuchtung und zum Anzeigen. Ventile, Maschine und Meßgeräte werden vom Führerstand außerhalb der Kammer bedient.

Beim Betrieb wird erst Luft durchgesaugt, dann das Einlaßventil allmählich geschlossen. Eine Verdünnung entsprechend 5 m/s Steigen wird gut ertragen. Mit der gleichen Geschwindigkeit wird das Fallen nachgeahmt; die doppelte Fallgeschwindigkeit führt zu Störungen im Ohr. — Army Air Service Low Pressure-Low Temperature Chamber; International Aeronautics **1**, Nr. 5, Dezember 1923 und Januar 1924, S. 268 bis 270 und 292 (6 Sp., 2 Lichtb. der Anlage). *E.* 40715.

Messen. Nomographie, von d'Ocagne begründet, hat ihren Ursprung in dem alten Koordinatensystem. Durch die Schnittpunkte von drei Kurvenscharen, insbesondere einem Geradennetz und einer Reihe von Kurven, wird ein Gesetz zwischen drei Veränderlichen abgelesen.

1. Transformation oder Abbildung der Veränderlichen, z. B. Logarithmenpapier, dadurch werden die Scharen verzerrt. Das ist besonders vorteilhaft, wenn dabei alle Kurven gerade werden.

2. Dualität: Jeder Geraden entspricht ein Punkt und umgekehrt; weitgehende Analogie. Drei Scharen von geraden Linien entsprechen daher drei geraden oder krummen Punktreihen. Entsprechende Punkte dieser drei Kurven liegen auf einer Geraden, wie sich vorher je eine Kurve der drei Scharen in einem Punkte schnitten. Dieser Grundsatz gestattet besonders einfache Rechentafeln.

Beispiele: a) Berechnung der Sonnenhöhe zu verschiedenen Tageszeiten für gegebene Breite aus der Deklination, läßt sich mit einer Geradenschar (Deklination) in einem rechtwinkligen Koordinatennetz (also mit drei Geradenscharen) leisten; einfacher aber durch die duale Darstellung, zwei parallele Gerade und eine krummlinige Teilung für die Deklination; hier wird die Übersichtlichkeit nicht gestört, wenn man die Kurven für verschiedene Breiten in die gleiche Rechentafel einträgt; das »Breiten-Deklinations-Netz« zwischen den beiden Geraden der Sonnenhöhe und Tageszeit liefert also den Zusammenhang zwischen 4 Veränderlichen.

b) Die Frequenzgleichung einer gekoppelten Schwingung (Schlingertank für Schiffe oder Modell davon) ist von dritter Ord-

Digitized by Google

nung, wenn das Trägheitsmoment des einen Systems (der Bremsflüssigkeit) klein ist; die reellen Wurzeln folgen aus den Tangenten an eine Kurve in einem Achsenkreuz, dessen Teilung den Abmessungen der Anlage entspricht. Duale Umformung gibt wieder eine Kurve zwischen zwei Geraden.

Durch Verschieben von Teilungen (Rechenschieber) oder Netzen von Kurven gegeneinander lassen sich bequem Rechentafeln darstellen; Netze geben auch den Zusammenhang zwischen mehr als 3 oder 4 Veränderlichen.

Eine feste Systematik des Entwerfens von Nomogrammen gibt es noch nicht.

Die Lehre von den Linienkoordinaten wird gewöhnlich viel zu abstrakt, ohne Bezug auf die Möglichkeit der praktischen Anwendung vorgetragen. — *Runge*, Vortrag vor der Deutschen Gesellschaft für technische Physik am 21. März 1924. Sonderbericht.

E. 40716.

Meßgeräte. Fortschritte in Luftfahrtinstrumenten weist der Jahresbericht des Amerikanischen Normenamtes auf. Für Druckmesser: Bourdonrohre: Theorie ihrer Formänderung, Erforschung ihrer elastischen Fehler. Metallmembranen: Erfahrungsregeln ihrer Formänderungen und elastischen Fehler. Membranen aus Gummihaut, vielen Lederarten oder gelacktem Stoff, auf Luftdurchlässigkeit für großen Druckbereich untersucht. Feuchtigkeitseinflüsse und Enttäuschungen bei Dichtheit versprechenden Stoffen erforderten Lackaufstrich, der die Poren schloß, aber die Temperatureinflüsse steigerte. Von allen nichtmetallischen Membranen bewährte sich am besten mit Alaun gegerbtes Leder. Membrandosen, ausgepumpt, mit Innenfederung wurden für die Heeresflieger auf elastische Fehler geprüft.

Benzin-Strömungsmesser: Dem Luftamt des Marine-Ministeriums wurde über eingehende Untersuchungen berichtet; »ausgeglichene Flügel« geben besseres Gerät als »senkrechte Schwimmer«. Der Technischen Abteilung der Heeresflieger wurde über die Versuchsausführung eines Gerätes mit elektrischer Heizung durch bestimmte Energie und Messung der Temperaturzunahme im gesuchten Flüssigkeitsvolumen berichtet.

Flugzeugsextanten: Zwei Bauarten wurden untersucht, Versuchsausführung eines verbesserten Libellensextanten dadurch vorbereitet.

Steigmesser mit enger Öffnung: 1. Allgemeine Theorie; 2. Temperatureinflüsse wurden im Zusammenhang mit der Weiterentwicklung der Steiggeschwindigkeitsmesser behandelt.

Karte für Ortsbestimmung aus Gestirnshöhenmessungen. Bericht über astronomische Ortsbestimmung, mit der Theorie, der Anwendung auf die Navigation und der Literatur, Beschreibung der Beobachtungsgeräte und der Aufgaben bei ihrer Verwendung ist fast vollendet; ebenso über Fliegen in Nacht und Wolken, mit Besprechung der Leuchtfeuer und -türme, der Flugplatzbefeuerung und der Hilfsmittel beim Landen im Nebel.

Vorbereitet wird Bericht über ausgedehnte Laboratoriumsmessungen an 43 Kompassen verschiedener Herkunft und Versuchsgeräte.

Der Boden-Geschwindigkeits- und Abdrängungsmesser mit Zahnradantrieb und optischer Vergleichung wurde der Technischen Abteilung der Heeresflieger geliefert; er enthält einen Getriebekasten für fünf Geschwindigkeiten für den erforderlichen Meßbereich und arbeitet gut.

Ein Ferntachometer, bei dem ein Kommutator an der zu messenden Welle einen Kondensator abwechselnd lädt und durch ein genaues Galvanometer entlädt, das dann gleichbleibenden Ausschlag zeigt, wurde gebaut; es kommt mit geringer Leistung aus.

Wendezeiger: Ein neuer, elektrisch getriebener ist so günstig wie die mit Luftantrieb, aber bei allen Geschwindigkeiten gleich empfindlich. Verschiedene Bauarten von Privatfirmen wurden geprüft. Auch ein elektrischer Kurvenmesser aus einem besonderen Motor, dessen Anker als Kreiselläufer ausgebildet ist und nur um die Flugzeuglängsachse präzessieren kann, wurde gebaut; er mißt genau die Kursabweichung. Ein Gerät, das gleichzeitig wagrechte Projektion des Winkels zwischen zwei Absehlinien und deren Neigung gegen die Wagrechte mißt, dient zum Entfernungsmessen bei Fesselballonen und Luftschiffen und ist jetzt gebrauchsfertig.

Höhenmesser: Gleichzeitig anzeigender (mit Zifferblatt) und aufzeichnender Höhen- und Druckmesser verbessert, mit rechtwinkligen Koordinaten und geradliniger Eichkurve; ist bald flugfertig. Zweimetallbänder zum Temperaturausgleich für Höhenmesser sind zu träge. Besser wird die Lufttemperatur durch Raumänderung einer Flüssigkeit ausgeglichen, die ein Ausdehnungsgefäß völlig füllt. Ein Gerät, das außer der so berichtigten Höhe der Temperatur selbst aufzeichnet, wird entwickelt, ebenso drei Höhenmesser mit weiter Teilung für das Landen, vor allem für das ZH 1-Luftschiff, mit 1 km Meßbereich und Schutz vor Beschädigungen durch größere Flughöhe; der Fehler wird nur 3 bis 6 m sein; beim Verwenden in Flugzeugen ist der statische Barometerdruck an ungestörter Stelle abzunehmen.

Für Statoskope wurde ein selbsttätiges elektrisches Betätigungsventil vollendet.

Steigmesser: Verbessertes kleines mechanisches Gerät für Flugzeuge ist fast fertig; ein Flüssigkeits- und Steigmesser mit weiter Teilung ist wichtig für das Abwiegen und Landen von Luftschiffen; er wird demnächst für ZR 1 fertig. Zwei Arten Steiggeschwindigkeitsmesser, die zugleich als Statoskope wirken und dann kleine Höhenänderungen anzeigen, waren schwer mit hinreichend kleinem Ventil mit Antrieb durch Verzögerungsrelais und mit Hebelübersetzung von den Meßkapseln aus, die für beide Zwecke brauchbar ist, zu bauen.

Sechs Pitot-Rohr-Geschwindigkeitsmesser bis 380 km/h wurden für das Luftamt der Marine für Rennflugzeuge aus Wasserballastanzeigern umgebaut.

Sondermeßgeräte für Luftschiffe: Zwei Fahrtfernanzeiger, deren Luftschraube einen Kommutator treibt und mit diesem in stromlinigem Gehäuse 12 m unter dem Schiff aufgehängt ist; das Gehäuse mußte gedrängt, leicht und flugstabil ausgebildet werden, die Geschwindigkeit kann an zwei Stellen des Schiffes getrennt gleichzeitig abgelesen werden; der Kommutator kann beliebig viele Absehgeräte ohne Störung betätigen. Warngerät für Überdruck in einer Zelle, besteht aus einem großen Druckknopf auf Federn an dem Träger unter der Zelle, der, von dieser weggedrückt, Stromschluß in einer dichten Membrankapsel mit Tetrachlorkohlenstoff, der sich in eine zweite Kapsel ausdehnen kann, macht und dadurch Summer und Warnlampe betätigt.

Luftsack-Raumanzeiger, der den Druckunterschied zwischen Gaszelle und Luftsack mißt, also ein empfindliches Manometer für höchstens 10 mm WS ist, besteht aus dünner, mit weicher Stahlfeder gestützter Ledermembran, die durch Sonderlack fast undurchlässig für Wasserstoff ist und deren Temperaturempfindlichkeit die Wärmeeinflüsse auf Gaszelle und Luftsack teilweise ausgleicht.

Spannungsmesser für Gaszelle und Hülle von Starrschiffen wird durch einen elliptischen Reifen mit vielen Saugöffnungen vorübergehend am Stoff angebracht; der Reifen begrenzt eine Kammer, in die die Stoffellipse durch meßbaren Unterdruck um einen bekannten Betrag hineingesaugt wird. Zwei Messungen mit Vertauschen der Ellipsenachsen geben die Spannungen des Stoffes nach den Achsen, vier Messungen unter 45° die Hauptspannungen.

Flugzeugkompaß, dessen Rose sich nach Kurven durch Verbindung mit einem Wendezeiger rasch wieder einstellte, wurde für die Heeresflieger gebaut; ein Marinekompaß »Mark II« wurde auf Grund der Versuchs- und Flugerfahrungen aller Kompaßarten geändert.

Bei zwei Höhenbestimmungen wurde der zeitliche Verlauf von Druck und Temperatur während des Fluges bei der Eichung wiederholt. — Recent Developments in Aircraft Instruments: Annal Report of Bureau of Standards Indicates Important Progress; Aviation **16**, Nr. 5 vom 4. Februar 1924, S. 125 bis 126 (4 Sp.).

E. 40717.

Meßgeräte. Spannungsmessungen an Maschinenteilen im Betrieb sind möglich mit einer Abart des Geigerschen Vibrographen: Zwei besonders gelagerte Körnerspitzen sind an den Maschinenteilen befestigt, zwischen ihnen sitzt eine Meßstange von mindestens 150 mm Länge, die Formänderungen des Teiles durch Hebel und Nadel auf das Schreibwerk des Vibrographen überträgt. Gerät soll den acht Bedingungen genügen: Kurze Meßlänge, überall zu befestigen, durch andere Formänderungen nicht beeinflußt, auch nicht durch starke Erschütterungen, einfach zu handhaben, stetige Aufzeichnung ohne Photographie, die viel Platz fortnimmt und Ausnutzung langer Lichtzeiger doch nicht gestattet, Genauigkeit auch bei raschem Spannungswechseln, billig.

Vergrößerung bis 5000fach, geringe Massenwirkungen, weil Schreibnebel als leichtes Gitter ausgebildet, kein Fehler durch Formänderungen, da Zweiteilung der Anlage in Meßstange aus steifem Rohr und zweckmäßig bemessenes Schreibgerät. Eigenschwingungszahl 18000/min = 3000/s sehr hoch, daher noch bei 100/s geringe Fehler. Vielseitige Verwendbarkeit.

Prüfung auf toten Gang, Schwingungsfreiheit (starkes Beklopfen), Eigenschwingungszahl (Auslenken des Schreibhebels), Richtigkeit des Ausschlags wegen Resonanzeinflüssen (Aufnahme

Digitized by Google

mit verschiedenen Vergrößerungsverhältnissen, Kurven müssen sich ähnlich verkleinern) und Verbiegungsfreiheit des Schreibgerätes (dazu Festklammervorrichtung an einem Zwischenhebel, so daß Schreibzeug für sich gemessen wird). — *J. Geiger*, Spannungsmessungen an laufenden Maschinen; ZVDI **68**, Nr. **11** vom 15. März 1924, S. 265 bis 268 (6½ Sp., 3 Skizz. der Anordnung, 2 Lichtb. der Anbringung, 8 Vibrogramme, 2 Schaub. des Zusammenhanges zwischen Ausschlag und Schwingungszahl). Über Vibrographen siehe ZVDI **66**, 1922, S. 437. *E.* 40718.

Motoren. Amerikanischer Leichtflugmotor »SPE" von Harold E. Morehouse bei der Steel Products Engineering Co., Springfield, Ohio; luftgekühlter Viertakt mit zwei gegenüberliegenden Zylindern. Kurbelgehäuse Aluminiumguß mit nur einer großen Öffnung hinten zum Einsetzen der Kurbelwelle. Als Deckel dient Nockenwellengehäuse. Gußeiserne Zylinder mit Kühlrippen auf Ansätzen des Gehäuses, in die Öl gedrückt wird. Ölsumpf angegossen, gestattet nach kleiner Änderung Senkrechtstellen der Kurbelwelle. Kleine Bohrung im Zylinder. Schaft führt Öl zu den Kolben, Kugel- und Rollenlager werden von oben durch Spritzen geschmiert. Überflüssiges Öl kühlt und läuft zum Sumpf zurück. Kurbelwelle trägt Flansch für Getriebe. Austauschbare Ventile sitzen 20° geneigt in kugliger Verbrennungskammer in leicht austauschbaren gußeisernen Führungen. Gleiche Pilznocken für alle Ventile. Stoßstangen aus Duraluminrohr mit eingepreßten Stahlkugeln. Schwinghebel mit verstellbarem Stiel. Aluminiumkolben mit Bronzeschwimmbuchsen auf den Bolzen, die durch Aluminium oder Bronzestifte gehalten werden. Je drei Kolbenringe über den Bolzen. Kurbelwelle unter 180° doppelt gekröpft, läuft auf Kugellagern. Schubstangen Stahl, im Gesenk geschmiedet, mit gehärteten Laufflächen für die Rollenlager der Kurbelzapfen. Senkrechte Steuerwelle in Bronzelagern, von Kegelrädern getrieben, trägt unten Anschluß für Handanlaßkurbel, treibt Ölpumpe, deren Welle am Hinterende Drehzähler anzuschließen gestattet. Senkrechter Boschmagnet am oberen Ende der Nockenwelle, Stromberg-Vergaser. Gemisch wird durch den Ölsumpf geführt, um dessen Wärme aufzunehmen. Bemerkenswert: Einfachheit, leichte Zugänglichkeit, getrennte Abnehmbarkeit der Einzelteile.

Leistung bei 2400 U/min	15	PS
Leistung bei 3000 U/min	20	PS
Bohrung und Hub je	76,2	mm
Hubraum	0,695	l
Gewicht, trocken	22,7	kg
Einheitsgewicht	1,13	kg/PS
Länge	0,29	m
Breite	0,64	m
Höhe	0,48	m
Lichter Ventildurchmesser	2,6	mm
Ventilhub	7,1	mm
Sitzabschrägung	45	°
Sitzbreite	33,2	mm
Spindeldurchmesser	7,9	mm
Federspannung (geschl.)	12,7	kg
Nockengrundriß	20,6	mm
Nockenbreite	9,5	mm
Einlaßventil öffnet	0	° nach
Einlaßventil schließt	48	° O. T.
Auslaßventil öffnet	48	° vor
Auslaßventil schließt	0	° O. T.
Kolbenlänge	62	mm
Verdichtungsverhältnis	5	
Bolzendurchmesser	17,8	mm
Kurbelzapfendurchmesser	15,9	mm
Befestigungschrauben (4 Stück)	9,5	mm.

— **Flight 16**, Nr. 795 (12) vom 20. März 1924, S. 162/163 (2½ Sp., 3 Lichtb. des Motors, 3 Schaulinien der Prüfung, 1 Zahltaf.). *H.* — *E.* 40719.

Motoren. Neuer Zweitakt ohne Fußpumpe, dessen 4 Zylinder X-förmig angeordnet sind und das Gemisch paarweise aus dem Kurbelgehäuse bzw. aus einer darum gelegten Kammer beziehen. Ansaugen von den Vergasern durch 2 gefederte Ventile. Verbesserte Schmierung: Durch Kanäle in der doppelt gekröpften Kurbelwelle wird das Öl zu den Lagern gepumpt, der Überfluß strömt durch ein neuartiges Zylinderventil zurück.

Nachteilig sind: Ungleichmäßige Zündfolge bei gutem Massenausgleich und gleichzeitiges Zünden gegenüberliegender Zylinder. — A Novel Type of Twostroke; Flight **16**, Nr. 800 (17) vom 24. April 1924, S. 238 (2 Sp., 7 Skizz. des Motors und einzelner Teile). *H., E.* 40720.

Segelflug. Der Einfluß senkrechter Windschwankungen auf einen Gleiter läßt sich im Anschluß an Rechnungen von Rateau und Breguet über die Luftkräfte an einem feststehenden Flügel in »gewelltem« Luftstrom, bei denen die Perioden der Schwankungen jedoch keine Rolle spielten, berechnen: Der Widerstand läßt sich durch eine Parabel, der Auftrieb durch eine Gerade annähern. Einführen einer periodischen Windschwankung liefert mit dem Verschwinden der durchschnittlichen Widerstandsbeizahl eine Bedingungsformel für dynamisches Segeln: Windschwankungs- und Amplitudenquadrat verhältig dem um 1 vermehrten Quadrat eines Ausdrucks, der Geschwindigkeit und Frequenz umgekehrt proportional ist. Die Faktoren hängen von Beizahlen im Näherungsansatz für Auftrieb und Widerstand ab. Ihr Zusammenhang erklärt den Vorteil großen Seitenverhältnisses, das man auch bei guten Wasserseglern, vor allem beim Albatros, findet. Für sehr kurze Schwankungen oder für solche von 1 s ergibt sich das Amplitudenverhältnis der Windgeschwindigkeitschwankung zu 0,058 bzw. 0,183; da so starke Änderungen auf dem Meer nicht vorkommen, genügt dieser Leistungsgewinn zum Segeln nicht. — *Louis Breguet*, Sur la résultante aérodynamique d'un planeur soumis à des pulsations aériennes verticales; Comptes Rendus de l'Académie des Sciences **178**, Nr. 7, 1924, S. 623 bis 626 (3 S., 1 Abb.). *E.* 40721.

Segelflug. Wagerechte Windschwankungen können vom Vogel oder Segelflugzeug ohne Aufwind und ohne Höhenänderung durch Umsetzen von Bewegungsenergie ausgenutzt werden. Von dieser ist für die Masseneinheit nur das Produkt aus Eigengeschwindigkeit und Projektion der Windänderung in deren Richtung verfügbar. Daher kann Langleys Segeltheorie nicht richtig sein, weil der Energiebetrag im Mittel Null ist. Die Anschauung von Sée, nach der der Vogel quer zur Windänderung fortschreitet und diese abwechselnd mit dem rechten oder linken Flügel durch Ändern des Anstellwinkels auffängt, führt auf allzu geringen Energiegewinn. Nordmanns ähnliche Ansicht, nach der der Vogel Windänderungen abwechselnd von vorn oder von hinten erhalten soll, ist unmöglich, weil danach nur der geringe Geschwindigkeitsunterschied von der Größe der Windschwankungen ausnutzbar und der Mittelwert verschwindend klein wäre. Auch müßten die Vögel stark fallen, sobald die Relativbewegung wechselt.

Physiologisch sind beide Erklärungen unhaltbar, da Körper und Flügel des Vogels für Wind von vorn eingerichtet sind, also weder für seitlichen Luftstrom, noch für solchen gegen den Strich der Federn.

Wer durch Windschwankungen segeln will, muß den obenerwähnten Energiegewinn ständig positiv halten durch Kreisen gegen die Windbeschleunigungen. Rasche Windschwankungen werden nicht ausgenützt. (Vgl. 40723.) — *Vasilesco Karpen*, Sur l'emploi des fluctuations horizontales du vent par les oiseaux voiliers; Comptes Rendus de l'Académie des Sciences **178**, Nr. 2, 1924, S. 191 bis 192 (2 S.). *E.* 40722.

Segelflug. Der Flugmechanismus segelnder Vögel wird von Karpen (vgl. 40722) falsch dargestellt.

1. Der Mittelwert der Windwirkungen auf den Vogel ist dann nicht zu vernachlässigen, wenn der Vogel seinen Anstellwinkel so ändert, daß die Beschleunigungen immer günstig wirken.

2. Daß die Vögel Wind von hinten ausnutzen, wird durch die besten Beobachtungen segelnder Vögel von Mouillard als »sehr gebräuchlich« bezeugt.

3. Zwischen den Angaben, daß der Vogel sich stets gegen die Windbeschleunigungen wendet, und daß er rasche Windschwankungen nicht ausnutzt, ist ein Widerspruch. — *Charles Nordmann*, Sur le mécanisme du vol des oiseaux voiliers; Comptes Rendus de l'Académie des Sciences **178**, Nr. 5, 1924, S. 462 (1 S.). *E.* 40723.

Stabilität. Periodische Böen können erzwungene Schwingungen der Flugzeuge in Längs- oder Querrichtung herbeiführen. Stimmt ihr Zeitmaß mit dem Takt einer Eigenschwingung überein, so ergibt wagrechter Flug mit kleinem Anstellwinkel keine Längs- oder Querunstabilität, sondern ungefährliche Schwingung. Nur starke Böigkeit im Zeitmaß der langsamen, schwach gedämpften Längsschwingung gibt sehr große Ausschläge.

Beim absteigenden Flug können die erzwungenen Schwankungen bei Resonanz der Winderregung in jedem Falle zur Unstabilität führen. — *Nalinikanta Basu*, The investigations of the forced oscillations set up in an aeroplane by periodic gusts of wind, with special reference to the case of synchrony with the free oscillations; Bulletin of the Calcutta Mathematical Society **14**, Nr. 3, 1924, S. 195 bis 218 (23 S., zahlreiche Formeln). *E.* 40724.

Digitized by Google

Strömung. Luftkraftmessungen von Vögeln oder nachgiebigen Tragwerken ist wegen der Schwierigkeit modellähnlicher Nachahmung der Biegsamkeit im Windkanal nicht möglich. Hängt man sie im Freien an Drähten einstellbar auf und verzeichnet mit geeigneten Kraftmeßgeräten Auftrieb vorn und hinten, Widerstand, Stärke und Richtung des Windes, so lassen sich daraus die Polarkennlinien für verschiedene Profilbiegung ermitteln (wie die Beschleunigungsfehler berücksichtigt werden, ist nicht erkennbar! D. Ber.). — *E. Huguenard, A. Magnan* und *A. Planiol*, Sur l'étude aérodynamique des ailes d'oiseaux et des voilures souples; Comptes Rendus de l'Académie des Sciences **178**, Nr. 2, 1924, S. 193 bis 196 (3 S., 1 Skizze der Meßanordnung, 1 Versuchsdiagramm). *E.* 40725.

Strömung. Beim Doppeldecker beeinflussen sich auch für unendliche Spannweite die Flügel gegenseitig durch die Zusatzgeschwindigkeit, die sie in der Luft hervorrufen. In Erweiterung der Prandtlschen Tragflügeltheorie läßt sich deren Verteilung über die Flügeltiefe als Potenzreihe ermitteln, wobei sich für die senkrechte Ebene durch die Auftriebslinie des Unterflügels eine sehr einfache Formel ergibt.

Ebenso läßt sich die Krümmung der Stromlinien längs der Flügeltiefe berechnen. Damit folgt die Änderung des geometrischen Anstellwinkels der einzelnen Doppeldeckerflügel infolge der Stromlinienkrümmung, die Zirkulation abhängig von Anstellwinkel, Staffelung und Schränkung, sowie die Änderung der Auftriebsbeizahl mit dem Anstellwinkel. Aus der Auftriebverteilung über die Flügeltiefe ergeben sich genauere Formeln für Zusatzgeschwindigkeit und Stromlinienkrümmung und damit eine bessere Annäherung für die Formel der Anstellwinkel der Doppeldeckerflügel und für die Änderung der Auftriebszahl mit dem Anstellwinkel an die Versuchsergebnisse. — *Nolini Kanto Bose*, Über das Doppeldeckerproblem; Auszug Diss. Göttingen 1923, Jahrbuch Math.-Naturw. Fakultät Göttingen 1923, Nr. 82, S. 52 bis 53 (1 S.). *E.* 40726.

Strömung. Luftwiderstand gerundeter und kantiger Körper. Die Abhängigkeit der Widerstandszahl von der Reynoldsschen Zahl ist am ausgeprägtesten bei Körpern mit abgerundeten Konturen. Wenn die Strömung sich an Querkanten ablösen kann, ist die Widerstandszahl meist konstant.

a) Zylinder, senkrecht zur Achse angeströmt, wurden für Reynoldssche Zahlen (Geschwindigkeit mal Durchmesser durch die kinematische Zähigkeit, die etwa 1 : 70000 ist) $R = 4{,}2$ bis 800000 bei verschiedenen Geschwindigkeiten, also für Modelle vom dünnsten Draht (8 mm Durchm.), dessen Pendelausschlag im Luftstrom gemessen wurde, bis zum dicken Balken, bei dem künstlich eine ebene Strömung erzeugt und der Widerstand in der üblichen Weise durch Zugdraht bestimmt wurde, gemessen. Die Ergebnisse schließen sich für ganz kleine Reynoldssche Zahlen gut an die Näherungsformel von Lamb für »schleichende Bewegung« an. Von da ab sinkt der Widerstandsbeiwert mit wachsendem R auf einen Mindestwert, steigt dann ein wenig und bleibt konstant bis zum kritischen Wert $R = 200000$, wo er auf dem vierten Teil abfällt. Das Ähnlichkeitsgesetz wird gut erfüllt. Für Zylinder endlicher Länge, die für $R > 400$ gemessen werden konnten, verläuft die Kurve ähnlich, aber zunächst niedriger (seitliche »Belüftung«). Wichtig ist vor allem das Verhältnis Durchmesser : Länge.

b) Kugeln, Ellipsoide und Scheiben. Bei zu kleinen Körpern wird die Versuchsgenauigkeit zu schlecht. Messungen mit Kugeln von 8 bis 282,5 mm Durchm. schlossen sich dem Stokesschen Gesetz und seiner Erweiterung durch Oseen wie an Versuche von Allen gut an. Die Kurve verläuft ähnlich wie für Zylinder, der Bereich konstanten Widerstandsbeiwertes ist kürzer. Bei abgeplatteten Ellipsoiden liegt die kritische Zahl höher, bei verlängerten niedriger. Scheiben zeigen gleichbleibende Widerstandszahl 1,12, sind aber für kleinere R-Werte noch nicht untersucht. Die Strömung löst sich stets am Scheibenrande ab, daher keine kritische Zahl.

c) Verschiedene Körper. Bei Platten ist die Umrißform von Einfluß; unendlich lange Platten haben doppelten Widerstandsbeiwert wie quadratische und noch wesentlich höheren als Rechtecke 1 : 12 (seitliche »Belüftung«!). Bei Kreisringen wächst der Widerstand mit dem Durchmesserverhältnis. Ein Prisma, senkrecht zur Achse, aber parallel zu den Kanten angeblasen, hat den Beiwert = 1,6; um 45° gedreht (Hausdach) 0,9; dazwischen einen Mindestwert; für unendliche Länge erheblich höhere Werte (stets wesentlich mehr als der Zylinder im überkritischen Bereich). Ein quadratisches Prisma, parallel zur Achse angeblasen, hatte den Beiwert 0,8, der sich wesentlich änderte, wenn man einzelne der 6 Flächen entfernte. Am günstigsten war Wegnahme der Rückenfläche, am schlechtesten Abnehmen zweier gegenüberliegender Seitenflächen. — *C. Wieselsberger*, Versuche über den Luftwiderstand gerundeter und kantiger Körper; Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, R. Oldenbourg, Abschnitt IV, 3, S. 22 bis 35 (12½ S., 7 Schaub., 35 Zahlentaf.). *E.* 40727.

Strömung. Abtasten eines Strömungsfeldes mit Staurohr und aufzeichnendem Manometer gestattet rasches Aufmessen von Druck-, Geschwindigkeits- und Energieverteilung.

a) Versuche über die Ausbreitung eines freien Strahles klärten die allgemeine Frage, »wie sich Flüssigkeitsschichten von verschiedener Geschwindigkeit allmählich vermischen«, am einfachsten Fall des Luftaustrittes aus einer kreisförmigen Düse. Die Bilder lassen erkennen, wie der Strahl sich mit zunehmender Entfernung von der Mündung unter Geschwindigkeitsabnahme und Durchwirbelung in den Randgebieten immer mehr ausbreitet. Änderungen der Reynoldsschen Zahl in weiten Grenzen (Vergleichsversuche an großer Kanaldüse) hatten keinen Einfluß.

b) Geschwindigkeits- und Druckverteilung hinter Widerstandskörpern klärt die Frage der Widerstandserzeugung (die auf Oberflächenreibung und Grenzschichtablösung beruht). Hinter einem Kreiszylinder wurde bei einer über- und einer unterkritischen Geschwindigkeit der statische und der Staudruck aufgezeichnet, deren Unterschied die Geschwindigkeit liefert, während die Änderung des Staudruckes gegenüber dem Normalzustand den Energieverlust darstellt [bei a) gab der Staudruck Energie und Geschwindigkeit, da die Strömung nahezu achsenparallel war]. Bei kleineren Geschwindigkeiten ist der Unterdruck erheblich stärker, das Störungsgebiet breiter, die Strömung weniger ruhig, daher die seitliche Ausbreitung der Geschwindigkeit größer.

Bei stromlinigen Streben war der Störungsbereich sehr schmal. — *A. Betz*, Aufnahmen mit dem selbstaufschreibenden Druckschreiber; Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, R. Oldenbourg, Abschnitt IV, 11, S. 75 bis 77 (8 S., 3 Skizzen der Versuchsanordnungen, 21 Wiedergaben von Meßkurven). *E.* 40728.

Strömung. Stromlinienbilder gelingen mit einer neuartigen Einrichtung zum Erzeugen von weißem Salmiakrauch bei Blitzlichtaufnahmen gegen schwarzen Hintergrund oder Dunkelfeldbeleuchtung. Die Aufnahmen zeigen z. B. den schraubenförmigen Verlauf der Stromlinien an den Enden eines Tragflügels (Wirbelzöpfe), beim Auftrieb Null glatten Abfluß, bei großen Anstellwinkeln »wirbelartige Verflechtung«; ferner unterkritische Strömung mit großem Totraum um einen Quader und eine Kugel.

Der Raucherzeuger besteht aus drei Gasflaschen, durch die mittels Kapselgebläse Luft getrieben wird. Die erste enthält Salzsäure, die zweite Ammoniak, die dritte dient zum Durchmischen. Die beiden ersten Flaschen stehen in einem zum Steigern der Rauchentwicklung heizbaren Wasserbad. Ein Schlauch führt zur Rauchdüse im Luftstrom. Mit einer einfachen Rauchdüse kann man das Feld von Hand abtasten, mit der mehrfachen photographische Aufnahmen machen. Ein Drosselhahn gestattet die Austrittsgeschwindigkeit der Luftschnelle anzupassen. Der Windkanal arbeitet dabei mit Frischluft. — *C. Wieselsberger*, Strömungsaufnahmen; Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München und Berlin 1923, R. Oldenbourg, Abschnitt IV, 12, S. 77 bis 79 (1 S., 1 Skizze der Versuchsanordnung, 6 Lichtbilder von Stromlinien); auch: Der Raucherzeuger; ebenda Abschnitt II, 4, S. 7 bis 8 (1 S., 2 Zeichnungen des Raucherzeugers und des Rauchverteilers). *E.* 40729.

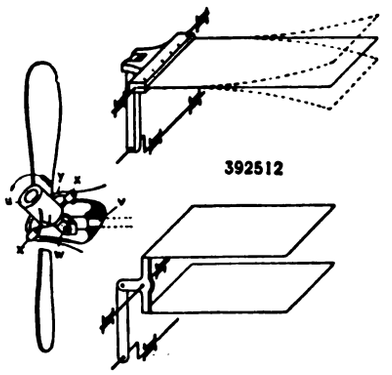
Strömung. Die Durchflußziffer für Normaldüsen nach Prandtl und Regenbogen wurde durch Hintereinanderschalten mit glatten Messingrohren im Luftstrom zu durchschnittlich 0,96 bestimmt; bisher nahm man 0,98 an. Für den Druckabfall in den Vergleichsrohren nach Jakob, für die man nach Blasius und Schiller ein Potenzgesetz angesetzt hatte, für die aber Lees nach Messungen von Stanton und Pannell eine verwickeltere Beziehung aufstellte, ergab sich beim Nacheichen mit Wasser, dessen Menge durch Schwimmer in großen Behältern bestimmt wurde, ein Gesetz ähnlich dem von Lees, wahrscheinlich deshalb, weil gegenüber hohen Reynoldsschen Zahlen alle Rohre im Sinne von Hopf »rauh« werden, so daß ihr Druckabfall nur vom Geschwindigkeitsquadrat abhängt. — *M. Jakob* und *S. Erk*, Der Druckabfall in glatten Rohren und die Durchflußziffer von Normaldüsen; ZVDI **68**, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 581 bis 584 (7 Sp., 3 Skizz. der Versuchsanordnung, 4 Schaubilder der Ergebnisse, 3 Zahlentaf.). *E.* 40730

Digitized by Google

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

392512/77h, 5. Antriebsvorrichtung für Luftfahrzeuge. Heinrich Schieferstein, Charlottenburg, und Georg Schieferstein, Friedberg. B 25. 1. 13. V 22. 5. 24. Es sind Bewegungsvorgänge bekannt, die wie Kurbel- und Exzenterbewegung in herkömmlicher Weise zu allen möglichen Arbeitsverrichtungen verwendet werden; neu im Sinne der Erfindung war am Anmeldungstage die Erkenntnis, daß diese Vorgänge einen bessern Nutzeffekt ergeben, wenn das treibende System (in den beiden rechten Abb. die Kurbel) mit dem frei schwingen-



den getriebenen System (der einfachen oder doppelten elastischen »fächelnden« Fläche) jeweils ganz oder nahezu gleichgestimmt und günstigst gekuppelt ist. Neu war auch das Verfahren, eine Reihe bisher ungenutzter Bewegungsvorgänge auf schwingende Systeme zu übertragen und abgestimmt mit bestem Nutzeffekt zur Energieüber- erwenden zu können. Im Falle linken Abb. dargestellten Ein- wird durch ein sich drehendes ftschraube) Energie in rotierender genommen, in solche von schwin- rm (Erschütterungen) umgewan- ulich dadurch, daß die Rollen *x* abe auf einer zur Welle *v* geneigten älzen) und schwingenden Systemen schwingenden Trag- und Vor- chen) mitgeteilt, und zwar durch lung des Flugzeugkörpers und der nden Luft, was somit eine der bei rfindungsverfahren vielfach mög- Kupplungsarten darstellt. Auch die ung ungewollt entstehender Schwin- rscheinungen des Motors, des Pro- (nicht allein der Luftschraube) oder r Organe liegt im Bereich des Mög-

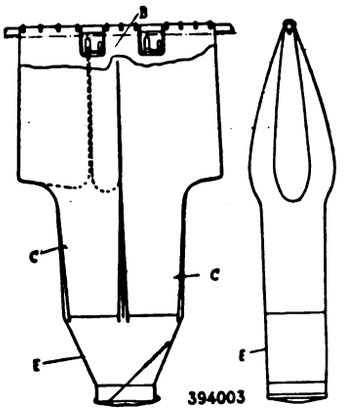
9/77h, 15. Flugplatzbeleuchtung. J. sch, A.-G., Berlin. B 24. 1. 23. V 3. 4. 24. Ein Teil (I) der Strahlen der Lichtquelle wird zur Beleuchtung der Landungsbahn optisch gesammelt, als festes Strahlenbündel, dessen obere Begrenzungszone unter

der üblichen Augenhöhe des Führers im Flugzeug bleibt, der andere Teil tritt als nach oben gerichtetes Lichtbündel (Blinklicht) aus. Die zwischen den beiden Strahlenbündeln liegende Zone bleibt dunkel.

393688/77h, 6. Flugzeugpropeller mit sich selbsttätig verändernder Gangbreite. R. Leparmentier, Bordeaux. B 28. 1. 22. V 7. 4. 24. Die Gangbreitenänderung wird dadurch erzielt, saß jeder Flügel durch gelenkige Verbindung mit der Nabe in einer Kegelmantelfläche drehbar ist, um außer der durch die Luft ausgeübten Schubkraft auch das Flügeldrehmoment um ihre Gelenkachsen zum Ausgleich der Wirkungen der Zentrifugalkraft heranzuziehen.

393775/77h, 5. Fallschirm. R. Paasche, Magdeburg. B 25. 6. 22. V 7. 4. 24. Ein Fallschirm vom Regenschirmtyp mit Zwischentragfläche.

394003/77h, 15. Ballasteinrichtung, insbes. für flüssigen Luftschiffballast. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. B 4. 6. 18.



V 11. 4. 24. Die Ballasteinrichtung besteht aus einem schlauchartigen Behälter, dessen offene Enden im Füllungszustande annähernd in gleicher Höhe aufgehängt sind und der durch Abwerfen des einen Endes rasch entleert werden kann. Neu ist hieran, daß der abwerfende Teil *C* sich hosenbeinartig verjüngt und bei gefülltem Behälter im Innern des verbreiterten, den eigentlichen Ballastsack bildenden Oberteiles *B* aufgehängt ist, vgl. seine punktierte Lage in der Zeichnung. Bei mehrkammrigen Behältern ist ein trichterförmiger mit federnder Verschlußklappe ausgestatteter fester Auslaßstutzen *E* außerdem vorgesehen.

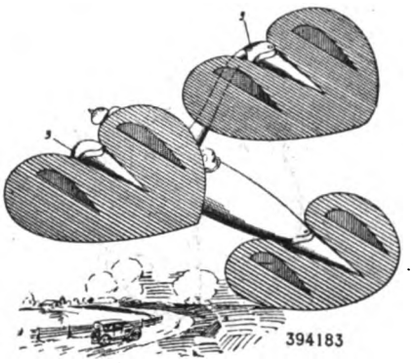
394038/77h, 5/ Zus. zu 392861. Flugzeug mit freitragenden Tragflächen. E. Heinkel, Travemünde. B 12. 9. 22. V 11. 4. 24. Die einander zugekehrten abgeschrägten Enden der Holme des Hauptpatentes sind mit Laschen versehen, die übereinandergreifende Öffnungen besitzen, in welche ein Keil zum Zusammenpressen der Holme eingeführt wird.

394105/77h, 2. Gasabführung an Luftschiffen mit Gaszellen. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. B 27. 9. 19. V 19. 4. 24. Zwischen zwei benachbarten Gaszellen sind gerüstartige Einbauten (unter Umständen einzelne Rahmen) so angeordnet, daß sie die Hülle mindestens einer Zelle derart ausbuchten, daß die Zellenwand einen von der Gasaustrittsstelle aus der Zelle bis zu einer Gasabzugsöffnung der Außenhülle des Luftschiffes führenden, stets freien Gasabzugsweg bildet.

394106/77h, 6. Antrieb von Verstellvorrichtungen für Propeller, insbes. Umkehrluftschrauben. Luftschiffbau Zeppelin und J. Pfau, Friedrichshafen. B 22. 8. 20. V 11. 4. 24. Die Verdrehung der Schraubenblätter erfolgt unter Einschaltung eines beliebigen geeigneten Getriebes in an sich bekannter Weise durch den Antriebsmotor, wobei zwischen Verstellvorrichtung und Motor eine Ausrückkuppelung eingeschaltet ist, die nicht wesentlich mehr Kraft, als zum Verstellen der Flügel notwendig ist, übertragen kann, letzteres zu dem Zweck, zu verhüten, daß bei nicht rechtzeitigem Ausrücken die Stellvorrichtung durch Überdrehen beschädigt wird.

394182/77h, 5. Flugzeug. H. M. Franzen Los Angeles. B 10. 4. 21. V 14. 4. 24. Betr. eine seitliche Verstellbarkeit der Antriebsluftschrauben.

394183/77h, 5. Flugzeug. H. M. Franzen, Los Angeles. B 25. 6. 21. V 14. 4. 24. Geschützt ist eine Verschwenkbarkeit der Tragflächen um eine lotrechte Achse und außerdem um eine Querachse mit Hilfe eines kugelförmigen Lagers 3. (Als erheiternde Unterbrechung dieser trockenen Auszüge und zugleich als ein Beispiel der Ahnungslosigkeit mancher »Erfinder« möge



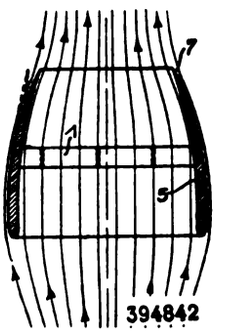
die Wiedergabe einer Abbildung der herzförmigen Tragflächen nach der Patentschrift gestattet sein.)

394242/77h, 5. Anordnung von aus der Tragfläche oder Ballonfläche herausragenden Kondensator- oder Kühlerelementen. Dr. R. Wagner, Hamburg. B 25. 10. 19. V 22. 5. 24. Betr. solche Elemente, die für die Niederschlagung des Dampfes bei unmittelbarer oder für die Kühlung des Einspritzwassers bei mittelbarer Kondensation für dampfbetriebene Luftfahrzeuge bestimmt sind. Die Erfindung besteht darin, daß die Kondensator- oder Kühlerelemente bei Flugzeugen auf der Ober- oder Unterseite oder auf beiden Seiten (im vertikalen Sinne) der Tragfläche in größerer Breitenausdehnung angebracht werden oder bei Luftschiffen im vollen Umfang des Luftschiff- oder Fahrkörpers, bei Flugzeugen in solcher Anordnung, daß oben ein geringerer Stau entsteht als auf der Unterseite.

394243/77h, 6. Zahnradgetriebe insbes. für Luftfahrzeuge. Dr. R. Wagner, Hamburg. B 24. 10. 19. V 13. 5. 24. Sieht für entlastete Räder Gleitlager, für nicht entlastete Kugel- oder Rollenlager vor.

394422/77h, 5. Flugzeug. A. A. Holle, London. B 27. 1. 20. V 28. 4. 24. Betr. eine Anordnung von in Form von Vogelschwingen ausgebildeten Steuerhilfsflächen.

394842/77h, 5. Kühler, insbes. für Flugzeuge. Dr.-Ing. E. Rumpler, Johannisthal. B 23. 4. 18. V 8. 5. 24. Der Kühler besitzt eine Randeinfassung (5) tragflächenförmigen Profils; letzteres ist so eingestellt, daß die Lufteintrittsöffnung der Randeinfassung größer ist als die Stirnfläche des Kühlers (1), wobei der zugeschärfte hintere Rand (7) der Einfassung sich federnd selbsttätig in die Strömungsrichtung einstellen kann. (Bezüglich des Zweckes und der Abgrenzung gegenüber einer ähnlichen



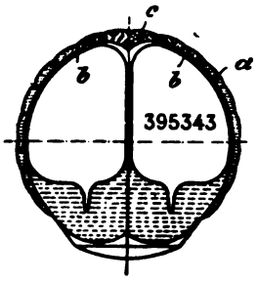
Digitized by Google

älteren Erfindung [Junkers] wird auf die Patentschrift verwiesen.)

395200/77h, 5. Flugzeug. R. G. Jolly, Bois-le-Rois (Frkr.) B 1. 4. 21. V 13. 5. 24. Betr. ein Flugzeug mit um senkrechte Schwenkachse über dem Rumpf zusammenklappbaren Tragflächen, wobei die vorderen mit hinteren Tragflächen in zwangläufiger Verbindung stehen.

395201/77h, 6. Vorrichtung zum gemeinsamen Antrieb eines Maschinenteils, insbes. einer Luftschraube durch mehrere Motoren. A. Le Bidolec, Caussan-Lesparre (Frkr.) B 1. 3. 22. V 17. 5. 24. Betr. die Einschaltung einer ausrückbaren Kupplung bei einem Differentialgetriebe.

395348/77h, 2. Prallluftschiff. Lustuv, Berlin (Erf.: H. Naatz, Charlottenburg). B 14. 4. 22. V 17. 5. 24. Zur Verhinderung der Deformierbarkeit der Ballonhülle ist sie in 3 Hüllen unterteilt, von denen die



innere (*b*) zur Aufnahme der Gasfüllung, die äußere (*c*) zur Verkleidung dient (und durch Druckluft im Abstand erhalten werden kann), während die mittlere (*a*) als aus wenig dehnbaren Zugelementen (z. B. Drahtseilen, Drahtlitzen, Drähten) bestehende Netzhülle ausgebildet ist.

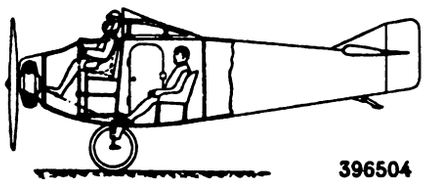
395344/77h, 9/ Zus. zu 310720. Flugboot. Dornier-Metallbauten G. m. b. H., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 5. 12. 20. V 8. 5. 24. Als bekannt vorausgesetzt sind seitlich an dem Bootskörper nach Art von Flossen sich anschließende Schwimmkörper. Nach der

Erfindung sind diese Flossen (*b*) biegungssteif und freitragend ausgeführt, tauchen bei ruhendem Wasser schon in das Wasser ein, besitzen an der Anschlußstelle am Rumpf eine verhältnismäßig beträchtliche, jedoch nach außen durch schräges Ansteigen der Unterschläge rasch abnehmende Bauhöhe, jedoch im Verhältnis zu den Tragdecks sehr geringe Ausladung, so daß diese Flossen mit zunehmender Schräglage des Bootes einen rasch wachsenden statischen Auftrieb ergeben.

396014/77h, 15. Wärmeabführung für Luftfahrzeuge. Dr. R. Wagner, Hamburg. B 31. 1. 20. V 27. 5. 24. Zwecks Niederschlagung des Dampfes oder Rückkühlung des Einspritzwassers ist die gesamte oder ein Teil der vom Fahrtwind bestrichenen Außenhaut des Rumpfes, des Gastragkörpers, der Tragflächen oder sonstiger flächenartiger Gebilde doppelwandig ausgebildet, wobei in den entstehenden Zwischenraum der Dampf oder das Wasser eingeleitet wird; vgl. bezüglich der Ausführungsformen die Patentschrift.

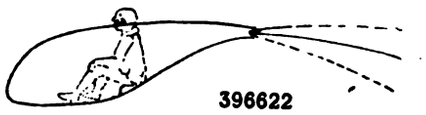
396015/77h, 15. Maschinenanordnung für Luftfahrzeuge mit Dampfturbinenantrieb. Dr. R. Wagner, Hamburg. B 21. 12. 20. V 24. 5. 24. Betr. bestimmte Anordnungen mehrerer hintereinandergeschalteter Dampfturbinen auf Luftfahrzeugen.

396504/77h, 5. Flugzeug, bei dem Motorenanlage, Führerraum und Nutzlastenraum hintereinander folgen. Dr.-Ing. H. Junkers, Aachen. B 3. 2. 20. V 4. 6. 24. In Ausnutzung der Möglichkeiten, die die neuzeitige Widerstandsverringerung bei Flugzeugen (Folge: kleinerer Motor) und niedrigeres Einheitsgewicht des Motors bieten,



ist die in gleicher Höhe mit dem Rumpf liegende Motorenanlage und der Führersitz vor der Tragfläche, der Nutzlastenraum (Personenkabine) dagegen im Bereiche der Tragfläche angeordnet. Im Vorderteil der hochliegenden Tragfläche ist ein zur Aufnahme des Körperoberteils des Führers geeigneter Ausschnitt vorgesehen, um die Lasten vom Motor und Führer dicht an die Tragfläche heranzulegen.

396622/77h, 5. Flugzeug. G. Lilienthal, Lichterfelde, B 14. 11. 22. V 16. 6. 24. Unter Schutz steht ein Flugzeug mit an dem Rumpf unmittelbar anschließender Schwanzflosse (soweit bekannt), bei dem

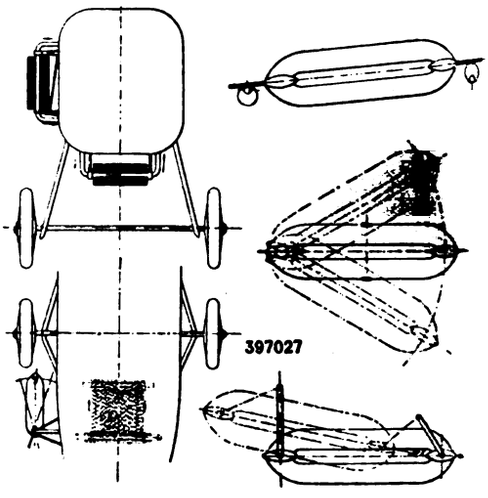


der Rumpf mit der Schwanzflosse ein tropfenartiges, nach unten stark gehöhltes Profil bildet. Zweck: Wirbelbildung unter Rumpf- und Schwanzflosse von gleichartiger Wirkung wie unter den Flügeln allein.

396623/77h, 5. Schaltungsvorrichtung für elektrische Maschinengewehrsteuerung für Luftfahrzeuge. Vickers Ltd., Westminster. B 30. 9. 22. V 11. 6. 24. Betr. eine Schaltungsvorrichtung, bei der der Zeitpunkt des Stromschlusses durch die Propellerstellung und die Schußbereitschaft der Waffe bestimmt ist. Die Erfindung besteht darin, daß vom Propeller und der Waffe betätigte Kontakte so mit einem Steuerstromkreis verbunden sind, daß der Abfeuerungsstromkreis nach seiner Schließung durch die gemeinsame Wirkung dieser Kontakte geschlossen bleibt, bis die Waffe abgefeuert ist, so daß die Stromschlußdauer im Abfeuerungsstromkreis bei elektrisch gezündeter Munition durch die Zeit, die diese zur Detonation benötigt, und bei Schlagmunition außerdem durch die Zeit bestimmt ist, die die elektromagnetische Abzugsvorrichtung zu ihrer Betätigung benötigt.

396706/77h, 2. Gasabführung für Starrluftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. B 12. 9. 22. V 7. 6. 24. Um eine erhebliche Gefahrenquelle bei Blitzeinschlägen, denen gerade die Knotenpunkte des Gerüstes besonders ausgesetzt sind, und zwar dann, wenn die Auslaßöffnungen neben den Knotenpunkten von First- und Ringträgern liegen, zu vermeiden, werden die Auslaßöffnungen in der Außenhülle für das Gas oder Gasluftgemisch in erheblichem Abstand von den Knotenpunkten angeordnet und liegen in den Feldern zwischen den Trägern, wobei in Verbindung hiermit das aus den Ventilen tretende Gas innerhalb des Schiffskörpers so geführt ist, daß die Hauptgasabzugswege nicht über einen Knotenpunkt des Gerüstes führen. Wegen weiterer Einzelheiten vgl. die Patentschrift.

397027/77h, 5. Kühler für Flugzeuge. A. Lamblin, Paris . B 6. 9. 22. V 14. 6. 24. Um die Ausnützung der Kühlfläche der länglichen Lamellen, aus denen sich in bekannter Weise die Kühlelemente zusammensetzen, je nach den äußeren Arbeitsbedingungen (Jahreszeit, Lufttemperatur, Flughöhe) zu ändern, ist der Kühler mit dem Flugzeug durch Organe (z. B. Gelenkachsen o. dgl.) verbunden, die es ermöglichen, ihn in seiner Längsachse in bezug auf den Luftstrom verschieden einzustellen, wobei jedoch die Hauptkühlflächen der Lamellen parallel zu dem Luftstrom verbleiben, so daß dadurch die Berührungslänge zwischen



jedem Luftfaden und einer Kühlfläche geändert werden kann, ohne den Windwiderstand des Kühlers wesentlich zu vergrößern. In den Abbildungen sind links Beispiele von Kühleranordnungen am Flugzeug, rechts Beispiele von Verschwenkvorrichtungen dargestellt.

397028/77h, 5. Vorrichtung zum Ein- und Auskuppeln der einzelnen Motoren von Gruppenmotoren für Luftfahrzeuge u. dgl. S. A. Louis Bréguet, Paris. B 26. 11. 21. V 14. 6. 24. Der Augenblick der Einkuppelung eines der Motoren wird durch die jeweilige Winkelstellung der Steuerwelle dieses Motors in bezug auf die Steuerwelle eines der schon eingekuppelten Motoren bestimmt.

397029/77h, 6. Steuerknüppel für Schraubenflugzeuge. R. P. Pescara, Barcelona. B 20. 7. 22. V 12. 6. 24. Wie der Steuerknüppel bei Flugzeugen, dient er nach vorliegender Erfindung auch bei Hubschraubern als Stabilisierungsmittel, indem er auf die Schraubenflächen derart einwirkt, daß eine verschiedenartige Verdrehung oder Verwindung der Flächen der Schraube und hierdurch eine exzentrische Verlagerung des Druckmittelpunktes (oder resultierenden Auftriebes) aus der Schraubenachse heraus erfolgt.

397382/77 h, 2. Luftschiff mit Gastragkörper und besonderen Tragflächen. Luftschiffbau Zeppelin und P. Jaray, Friedrichshafen. B 2. 11. 19. V 3. 7. 24. Zur Erzielung des dem Gewicht der während der Fahrt zu verbrauchenden Betriebsstoffe entsprechenden dynamischen Auftriebs sind freitragende, als Träger für Luftschrauben o. dgl. zur Verfügung stehende kurze Flügel vorgesehen, deren Nullanstellung etwa mit der Schiffslängsachse zusammenfällt.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering Library

OCT 10 1924

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. L. Prandtl
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. Wilh. Hoff
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

15. u. 16. Heft | **München, 26. August 1924** | **15. Jahrgang**

13. ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL

vom 2. bis 5. September 1924 in Frankfurt a. M.

***Auskünfte** und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13*

Digitized by Google

Flugzeugbedarf,

Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert
sofort preiswert ab Lager

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266 Spenerstraße 34

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Atherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

ASKANIA

Glockenkompasse

Kompasse und Bordinstrumente für Luftfahrzeuge, Geschwindigkeitsmeßstationen

ASKANIA-WERKE A.-G.
vorm. Carl Bamberg
BERLIN-FRIEDENAU
Kaiser-Allee 87–88

Goerz
TRIEDER BINOCLES

auf der Reise der angenehmste Begleiter
auf dem Sportplatz der zuverlässigste Beobachter
auf der Jagd die unentbehrliche Unterstützung des Auges
im Theater eine unbedingte Notwendigkeit!

Zu beziehen durch die optischen Geschäfte • Katalog kostenfrei!

C. P. GOERZ A.-G., Berlin-Friedenau 203

Berichte und Abhandlungen
der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

(Beihefte der „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt")

Heft 1: 83 S., 55 Abb. 4°. 1920. Geh. M. 4.—

Aus dem Inhalt: 1. Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues. Von H. Junkers. 2. Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr. Von A. Baumann. 3. Die bisherige und die zukünftige Entwicklung der Flugmotoren. Von E. Seppeler. 4. Die Modellversuchsanstalt. Von L. Prandtl. 5. Wirkungsweise und Anwendungsbereich der Verstellpropeller. Von H. Reißner. 6. Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion. Von L. Hopf. 7. Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit. Von M. Hering und V. Leve.

Heft 2: 26 S., 38 Abb. 4°. 1920. Geh. M. 1.20

Inhalt: 1. Tragflügeltheorie. Von A. Betz. 2. Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren. Von Georg König.

Heft 3: 23 S., 4°. 1921. Geh. M. 1.40

Inhalt: Die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Fliegerbildes. Von Erich Ewald.

Heft 4: 81 S., 54 Abb. 4°. 1921. Geh. M. 4.50

Inhalt: 1. Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen. Von Adolf K. Rohrbach. 2. Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt. Von Albert Wigand. 3. Über die Wirbelbildung an Tragflächen. Von A. von Parseval. 4. Die neuesten Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und Telephonie mit besonderer Berücksichtigung von Überseeverbindungen. Von K. Solff. 5. Über den Gleit- und Segelflug-Wettbewerb in der Rhön 1920. Von W. Klemperer.

Heft 5 u. 6: Vergriffen.

Heft 7: 28 S., 13 Abb. 4°. 1922. Geh. M. 1.40

Inhalt: Offermann, Verfahren zur Vorberechnung der Selbstkosten in Luftverkehrsbetrieben und Charakterisierung anteiliger Einflüsse. — Vogt, Faktoren, welche die Rentabilität eines Flugverkehrs bedingen, unter besonderer Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit. — Döring, Selbstkosten und Rentabilität im gewerbsmäßigen Flugverkehr.

Heft 8: 44 S., 78 Abb. 4°. 1922. Geh. M. 2.50

Inhalt: Die Festigkeit deutscher Flugzeuge. Von W. Hoff. — Über den Einfluß der Flughöhe auf das Verhalten der Flugmotoren. Von Fr. Müller.

Heft 9: 2. Aufl., 38 S., 21 Abb. 4°. 1922. Brosch. M. 2.—

Inhalt: Th. Dreisch, Der Segelflug der Vögel und die Theorien zu seiner Erklärung.

Heft 10: 78 S., 18 Abb. 4°. 1923. Brosch. M. 6.—

Jahrbuch der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt. 1922.
Inhalt: E. Everling, Geschwindigkeitsgrenzen der Flugzeuge. — A. Rohrbach, Die Vergrößerung der Flugzeuge — Fr. Noltenius, Das Fallgefühl im Fluge — H. Boykow, Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel — R. Wagner, Die Dampfturbine im Luftfahrzeug.

Heft 11: Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. 1923. 114 S., 150 Abb. 4°. 1924. Brosch. M. 7.50

Inhalt: E. Everling, Wertung von Segelflügen. — R. Eisenlohr, Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1923 in seiner technischen Auswertung. — E. Everling, Zur Mechanik des Segelfluges. — H. G. Bader, Die Vereinigung von Tragflügel- und Strahltheorie zum Entwurf von Treibschrauben. — H. Naatz, Neuere Forschungen im Luftschiffbau — H. Junkers, Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues — K. Grulich, Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen. — H. Borck, Die Anwendung der Schraubenstrahltheorie auf Tragflügel zur Kritik von Flugzeugen.

R. OLDENBOURG / MÜNCHEN UND BERLIN

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

15. u. 16. Heft | 26. August 1924 | 15. Jahrgang

Besuch bei der Rohrbach Metal Aeroplan Co. A/S. Kopenhagen.

Von G. Krupp.

Im Mai dieses Jahres war ich auf kurze Zeit zu Besuch bei der Kopenhagener Schwestergesellschaft der Firma Rohrbach-Metall-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Ich hatte Gelegenheit, sowohl die Fabrik als auch die Flugstation zu besichtigen. Beide liegen auf

Abb. 1.

der Insel Amager. Als Fabrik (Abb. 1) wurde die frühere Schwedische Kugellagerfabrik angekauft und durch Anbau einer großen Montagehalle, Lager und weiterer kleinerer Gebäude so ausgebaut, daß die Fabrik den heute absehbaren Ansprüchen voll genügen kann. Etwa 5 km südlich der Fabrik, in Kastrup, befindet sich am nördlichen Ende des Militärflugplatzes die Flugstation (Abb. 2). Hier wurde durch Bau einer Slipanlage, einer großen Halle mit angebauten Werkstätten, Büros und Lagerräumen die Möglichkeit geschaffen, Landflugzeuge sowie auch Seeflugzeuge

Abb. 2.

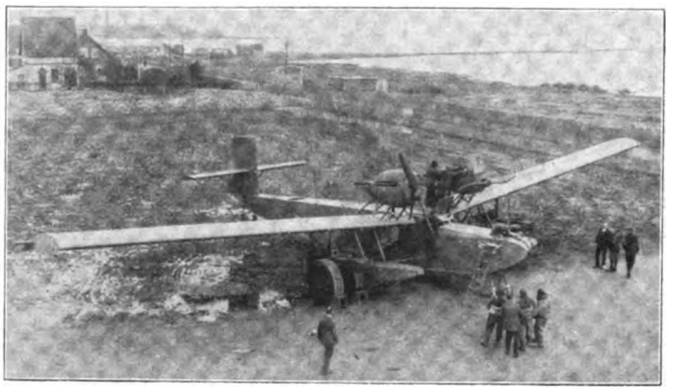


Abb. 3.

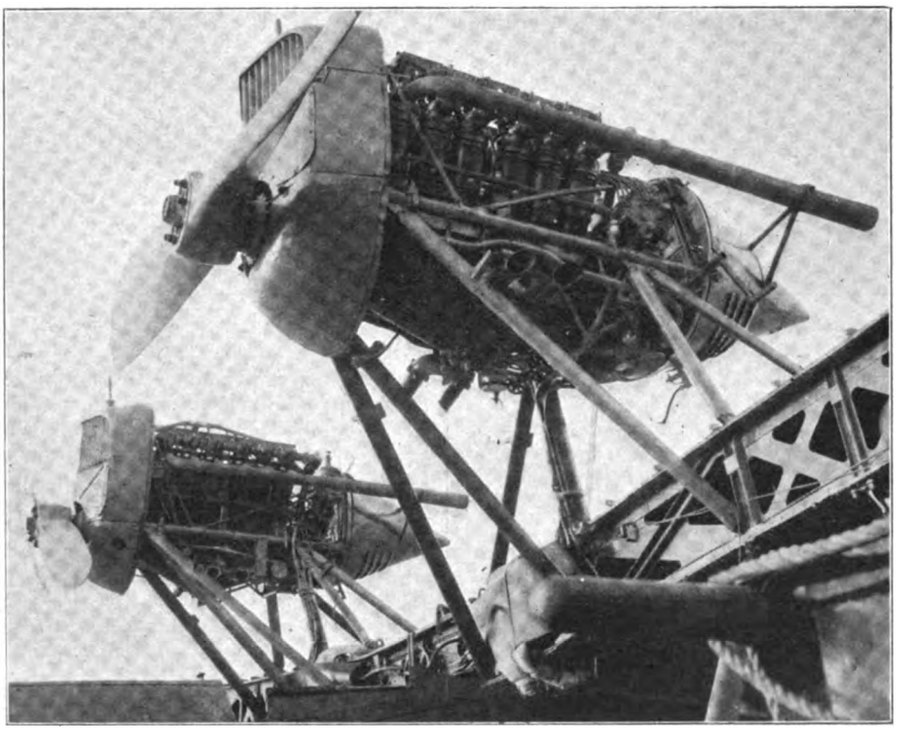


Abb. 4.

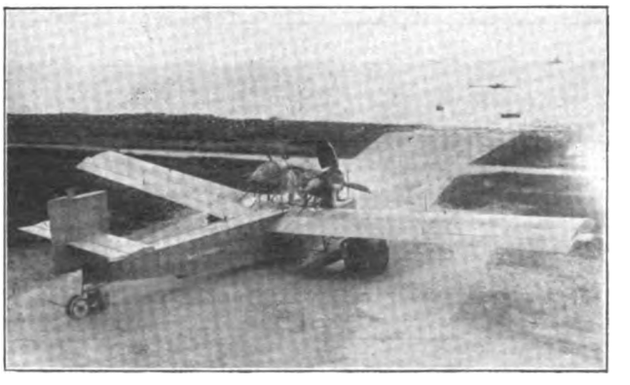


Abb. 5.

Digitized by Google

einzufliegen. Aus der Halle heraus führt ein Schienenstrang, an dessen Ende sich ein großer, in die Erde eingelassener, 5000 l fassender Benzintank befindet.

In diesen Werkstätten werden große Flugboote des Typs Ro II gebaut. Das Rohrbach-Flugboot Ro II (Abb. 3) ist ein ganz aus Duralumin gebauter Eindecker von einer, dem früheren Staakener 4-Motoren-Eindecker ähnlichen Konstruktion. Die Motoren sind auf einem Stützgestell oberhalb des Flügels gelagert (Abb. 4).

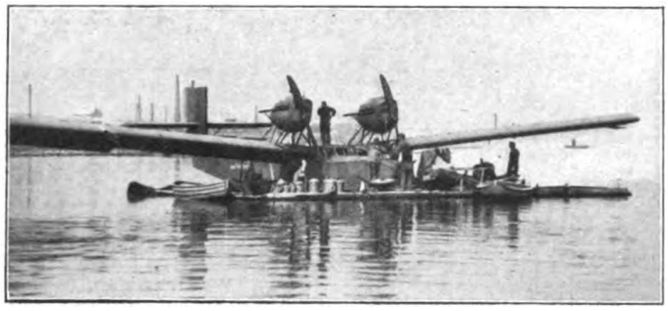


Abb. 6.

Das eigentliche Boot ist schmal und mit 2 Seitenschwimmern, welche sich gegen Flügel und Rumpf abstützen, versehen. Bemerkenswert ist die starke V-Stellung der Flügel. Die Brennstoffbehälter, welche ursprünglich als zwei große Behälter unter dem Flügel aufgehangen waren, sind neuerdings durch in den Flügel

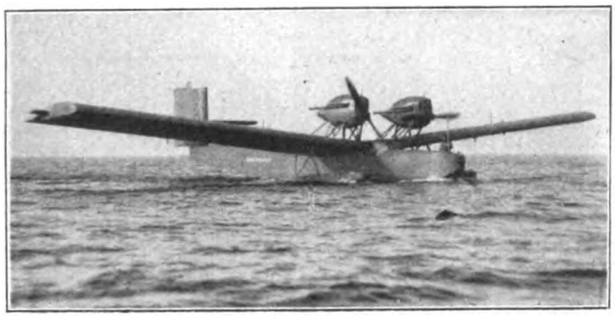


Abb. 7.

eingebaute Tanks ersetzt worden. Nachstehend einige Daten, wie sie die Firma angibt:

Spannweite	29 m
Leergewicht	3800 kg
Geschwindigkeit	190 km/h
Ganze Länge des Flugzeuges	16,5 m
Vollgewicht	6250 kg
Steighöhe	3500 m in 30 min.

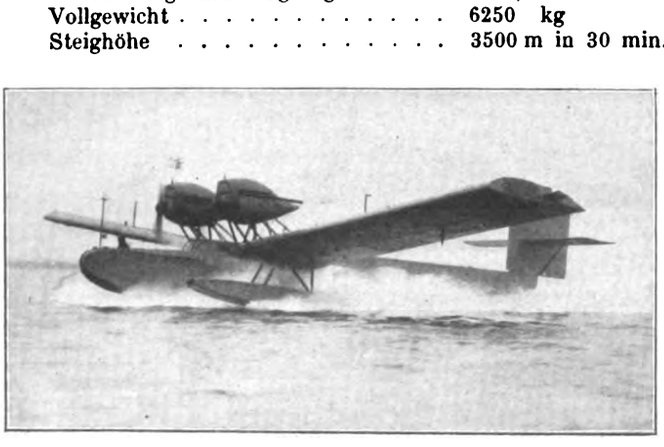


Abb. 8.

Zur Zeit, als ich in Kopenhagen weilte, wurden gerade Versuche mit neuen Propellern gemacht. Für jeden Satz mußten eine Reihe von Versuchsflügen unternommen werden, deren Resultate von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt durch Herrn Dr. Koppe und seine eingebauten selbstregistrierenden Instrumente festgestellt werden.

Es ist morgens früh. Maschine klar, Tore auf! Langsam bewegt sich der eiserne Wagen und auf ihm das Flugzeug seitlich, d. h. mit dem Steuerbordflügel zuerst, aus der Halle. Draußen auf der kleinen Rampe hält der Wagen an und, von einigen Arbeitern geschoben, rollt das Flugzeug auf seinem eigenen eisernen Bergungswagen die Rampe hinab, wird gedreht mit der Front nach dem Wasser (Abb. 5; rechts oben in der Ecke sieht man den Nordre

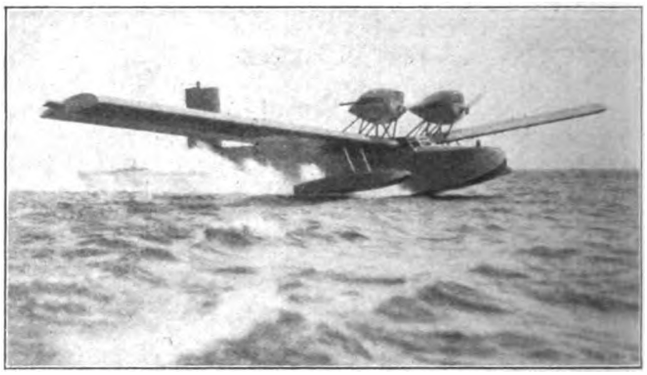


Abb. 9.

Röse Leuchtturm, das Floß und die Slipanlage). Die Motoren werden angelassen und mit langsam laufenden Propellern, von wenigen Menschen in Wasserhosen begleitet, rollt das Flugzeug den Slip hinab bis etwa 20 m ins Wasser hinein. Hier wird ein Drahtseil, das über eine weit draußen in der See liegende Umkehrrolle läuft, am

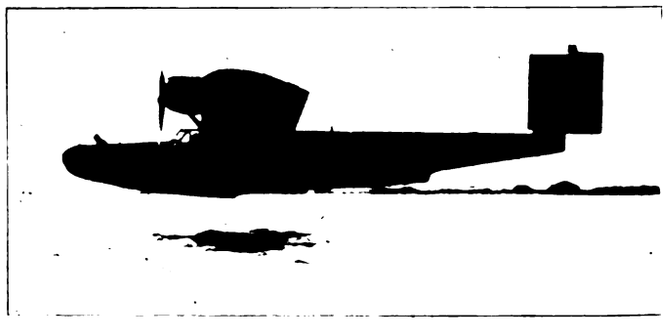


Abb. 10.

Flugzeug befestigt, und so wird mittels einer elektrischen Winde das Flugzeug vom Lande aus in das Wasser gezogen. Wer zuerst erstaunt war über die breiten, unförmigen, einer Straßenwalze gleichenden Räder, wird es nun verstehen, warum diese so breit sein müssen. Langsam und alle Unebenheiten überwindend, walzen die breiten Räder über den weichen Meeresboden, bis das Flugzeug genügende Schwimmtiefe findet, was bei niedrigem Wasserstand oft erst 300 m vom Ufer entfernt der Fall ist. Sobald das Flugzeug schwimmt, wird es von der Stahltrosse der Winde frei gemacht und fährt nun

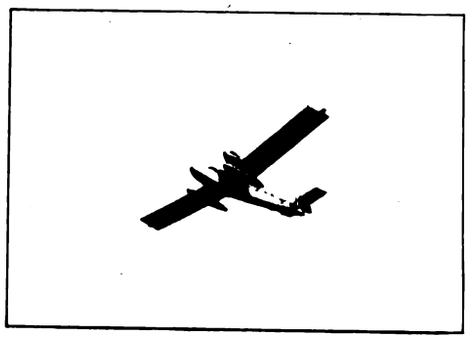


Abb. 11.

langsam zu einem hufeisenförmigen Floß (Abb. 6), wo es in ca. 5 min von sämtlichen Fahrgestellen befreit wird.

Das Floß ist U-förmig gebaut, damit das Flugzeug gegen den Wind in das offene U wie in einen Hafen hineinfahren kann, und man nun bequem von allen drei Seiten an das Flugboot herankann, um Benzin aufzufüllen, Besatzung und Ballast auszuwechseln, Propeller umzutauschen usw. Das Floß ist selbstverständlich gut gefendert, und da es immer im Wind liegt, kann das Flugzeug leicht hineinfahren. Sobald

Digitized by Google

das Flugzeug flugklar ist, wird es bei langsam laufenden Propellern durch Gegenwind oder bei Windstille durch die Besatzung mittels einiger Stangen, die sich gegen Fender stützen, aus dem Floß gedrückt und rollt nun, wie auf den Abb. 7 und 8 zu sehen, davon. Die Abb. 9 zeigt das Flugzeug kurz vor dem Start, die Seitenschwimmer haben bereits das Wasser verlassen. In etwa 25—30 s Startzeit

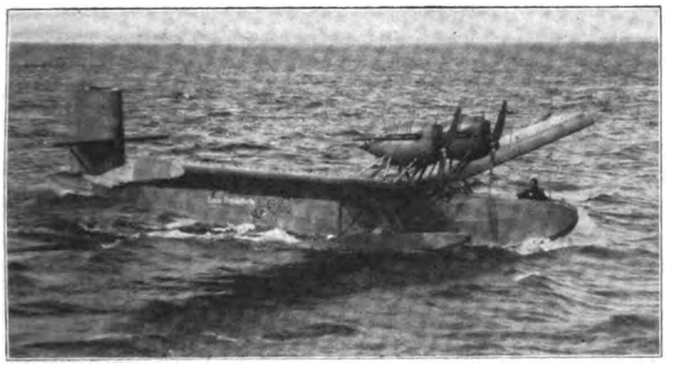


Abb. 12.

verläßt das Flugzeug bei normaler Belastung das Wasser und kreist in stolzen Kurven über dem Öresund (s. Abb. 10 und 11), oft begrüßt durch kleine Land- und Wasserflugzeuge der dänischen Armee oder Flotte. Ein weiteres Bild (Abb. 12) zeigt das Flugzeug, wie es bei Seegang 3 bis 4 leicht und sicher manöveriert. Selbstverständlich startet und landet das Flugboot auch bei diesem Seegang vollkommen sicher (Abb. 13).

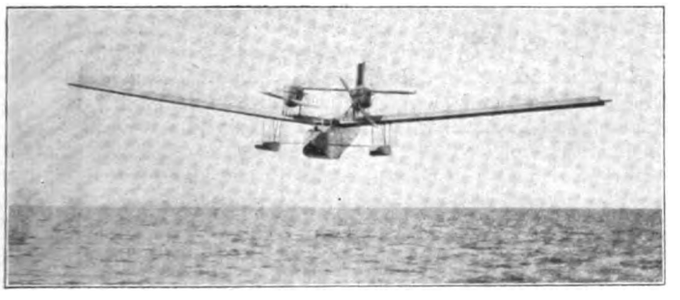


Abb. 13.

Einen wesentlichen Faktor für die Ausführung der Flugversuche bildet ein schnelles Duraluminmotorboot, welches mit 35 bis 40 km Geschwindigkeit pro Stunde das Flugboot weit in die See hinaus begleitet. Durch Sprachrohr oder besondere Flaggensignale verständigt man sich zwischen Flugzeug, Motorboot, Floß und Landstation.

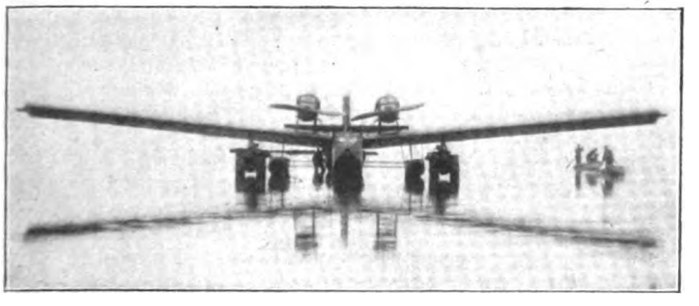


Abb. 14.

Im Heck des Motorboots hat sich der Photograph niedergelassen. In einem aufgesetzten Blechkasten, vor Regen und Spritzwasser geschützt, stehen die Kameras und Kinoapparate bereit.

Wenn das Flugboot nicht während der Nacht draußen vor Anker bleiben soll, rollt es nach beendeten Versuchen zurück zum Floß. In etwa 5 min sind sämtliche Bergungswagen wieder anmontiert, das Drahtseil der elektrischen Winde wird befestigt und das Flugzeug mit der Windenkraft vom Lande aus eingeholt (s. Abb. 14), auf die Rampe und den vor der Rampe stehenden Hallenwagen gefahren und seitlich, Backbordflügel voran, in die Halle hineingeschoben.

Nach einem genau aufgestellten Programm wird das Flugboot nun von besonders instruierten Leuten nachgesehen und für den nächsten Flugtag in Ordnung gebracht.

Der Kompaß im Luftfahrzeug. – Folgerungen aus der Entwicklung des Seekompaßwesens nach Theorie und Praxis.

Von H. Meldau, Bremen.

(Schluß von Seite 150.)

Nach den Ausführungen über das magnetische Problem erlaubte die fortgeschrittene Zeit nur ein kurzes Eingehen auf die Entwicklung, die

das kinetische Problem

im Seekompaßwesen gefunden hat.

Ausschlaggebend für die Benutzbarkeit eines Kompasses an Bord eines bewegten Fahrzeuges sind die kinetischen Eigenschaften der Kompaßrose. Am Kompaß der Seeschiffe hat das vorige Jahrhundert zur Verbesserung dieser Eigenschaften folgendes geleistet. Die erste wesentliche Verbesserung fand man um 1840, indem man von der Einnadelrose zur Mehrnadelrose überging und dabei die Nadeln soweit nach außen schob, daß das Trägheitsellipsoid des Rosenkörpers zu einem Rotationsellipsoid wurde[1]. Geklärt wurde das Problem der Ruhe hauptsächlich durch Lord Kelvin, der eine lange Schwingungsdauer als Haupterfordernis für eine ruhig liegende Rose erkannte und darauf hinwies, daß man die Schwingungsdauer über die Perioden der Störungsbewegungen des Schiffes erhöhen muß. Von der (im Interesse einer idealen Kompensation aufgestellten) Forderung winziger Magnetnadeln und einem dementsprechenden geringen Rosengewicht ausgehend, erzielte Kelvin durch geschickte Massenanordnung des leichten Rosenkörpers das für die erwünschte lange Schwingungsdauer nötige hohe Trägheitsmoment. Als Trockenrose ideal, entbehrt die Kelvinrose einen genügend hohen Dämpfungsfaktor, so daß sich neben ihr der schon vor einem Jahrhundert auftretende Schwimmkompaß gehalten hat. Seiner Natur nach erheblich komplizierter als der Trockenkompaß und weniger leicht wieder instand zu setzen, wird er auf den Seeschiffen an Stellen mit starken Erschütterungen und Beschleunigungen bevorzugt.

Der Schwimmkompaß ist ausgezeichnet durch starke Dämpfung. Ursächlich ist mit dieser leicht ein nicht unbeträchtlicher Schleppfehler verbunden, der darin besteht, daß der Kessel mittels der Flüssigkeit die Rose bei Drehungen im Sinne der Drehung mitreißt. Die Verringerung des Schleppfehlers strebt der Mechaniker an durch hohes magnetisches Moment, kleines Trägheitsmoment und glatte Gestalt des Rosenkörpers, verbunden mit einem vergrößerten Kompaßkessel.

Im zweiten Teil seiner Ausführungen erörtert Vortragender speziell die Anwendung des Gesagten auf das

Kompaßwesen in der Luftfahrt

Der Gebrauch des Kompasses im Flugzeug begegnet ohne Zweifel nach verschiedener Richtung noch größeren Schwierigkeiten als seine Benützung an Bord der Seeschiffe. Anderseits sind auch die Ansprüche, die an die Genauigkeit der Kursbestimmung gestellt werden müssen wegen der bedeutenderen und schwerer schätzbaren Abtrift geringer als auf dem Seeschiff.

Die in der Seeschiffahrt ausgebildete Grundform des Kompasses, für den die feste Verbindung des Rosenblattes mit dem richtenden Magnetsystem charakteristisch ist, sollte man auch in der Luftfahrt beibehalten. Großer Wert ist auf eine übersichtliche Teilung mit gut erkennbarer Beschriftung zu legen. In dieser Hinsicht sind seit dem Kriege z. B. durch glocken- oder trommelförmig ausgebildete Rosen mit der Teilung am Rande große Verbesserungen erreicht.

Wegen ihrer größeren Ruhe werden Schwimmkompasse für die Luftfahrt vorgezogen. Die Konstanten des Instrumentes, insbesondere das Rosengewicht, der Auftrieb, das Trägheitsmoment und das magnetische Moment der Rose, die Schwingungsdauer, der Dämpfungsfaktor sollen im günstigsten Verhältnis zueinander stehen. Ferner ist auf eine exakte Anordnung der Rosennadeln

[1]) Die dazu nötige Nadelanordnung erwies sich in der Folge dann auch in magnetischer Hinsicht vorteilhaft (vgl. oben).

Digitized by Google

parallel zur Nord-Südlinie und im richtigen Abstand von dieser zu achten. Von großer Bedeutung ist eine geeignete Füllflüssigkeit und ein in dieser unveränderlicher Farbanstrich der Rose und des Innenraumes. Die Zähigkeit der Füllung muß bei verschiedenen Temperaturen möglichst gleich bleiben, die Flüssigkeit darf bei den niedrigsten zu erwartenden Temperaturen nicht gefrieren, ihrer Ausdehnung bei Temperaturerhöhung muß durch elastische Böden, Kapseln oder Luftkammern Rechnung getragen sein.

Ebenso wie die Kompasse der Seeschiffe sollten Flugzeugkompasse vor Ingebrauchnahme eine Prüfung von berufener Stelle erfahren. Diese Prüfung hätte sich insbesondere auf das Einstellungsvermögen, die Nadelanordnung, die Schwingungsdauer, das magnetische Moment und den Schleppfehler zu erstrecken. Ihr Ergebnis wäre in einem Attest niederzulegen.

Wichtigstes Erfordernis für die Benutzung des Kompasses im Flugzeug ist ein verständig gewählter Ort für die Kompaßaufstellung. Allzu häufig wird vergessen, daß die Ablenkung nicht eine Funktion des Kompasses, sondern lediglich eine solche des Kompaßortes ist.

Der Kompaß muß auf einer festen Unterlage montiert werden. Zur Milderung von Erschütterungen können Filzplatten oder Haarkissen, aber nicht ausgesprochen elastische Zwischenglieder verwandt werden.

Der Kompaß ist in der Symmetrieebene des Flugzeugs vor dem Führer anzuordnen. Dadurch wird die Anschaulichkeit der Vorstellung über den gesteuerten Kurs sehr erhöht. Diese muß schwer leiden, wenn der Kompaß, wie es wohl geschehen ist, seitwärts angebracht ist unter Versetzung der Beschriftung der Rose um 90°! Darüber hinaus wird das Deviationsproblem und die Kompensation bei symmetrischer Verteilung der Eisenmassen gegen die durch den Kompaß gelegte Längsebene ungemein vereinfacht.

Der Platz für den Kompaß ist in erträglicher Entfernung von den nächsten Eisenmassen zu wählen. Mindestentfernungen sind nicht allgemein anzugeben, da sie sich sehr nach der Art und Mächtigkeit der Eisen- oder Stahlteile richten. Dünnwandige Stahlrohre, vor allem, wenn sie nicht in der Nähe des Kompasses endigen, sind weniger schädlich als z. B. die massigere Eisenkonstruktion des Motors[1]).

Sachverständige Beratung bei der Wahl des Kompaßortes ist sehr zu empfehlen.

Vor allem sind bewegliche Eisen- und Stahlteile in der Nähe des Kompasses zu vermeiden. Es ist nicht zuviel verlangt, daß solche Teile aus unmagnetischem Material (Messing oder 25 vH Nickelstahl) hergestellt werden. Hier kann sich auch der Laie leicht ein Urteil darüber verschaffen, was erlaubt ist und was nicht, indem er die betreffenden Eisenteile in der Nähe des Kompasses bewegt und beobachtet, ob der Kompaß beeinflußt wird oder nicht. Ebenso ist ein etwaiger Einfluß stromführender Leitungen auf den Kompaß leicht festzustellen. Daß er nötigenfalls durch doppelpolige Verlegung der Leitungen vermieden werden muß, liegt auf der Hand.

Über Maßnahmen zur Entmagnetisierung der Eisenteile eines Flugzeugs scheinen keine Beobachtungen vorzuliegen.

Der Kompensationsapparat der Flugzeugkompasse ist so einfach wie möglich zu gestalten. In der Regel wird er sich beschränken können auf Längsmagnete zur Kompensation des Koeffizienten $\mathfrak{B}$ oder B, auf Quermagnete zur Kompensation des Koeffizienten $\mathfrak{C}$ oder C. — Die Kompensationsmagnete werden zweckmäßig in besonderen, am Kompaß angebrachten Behältern verlegt; sie können auch am Flugzeug befestigt werden. In diesem Falle sollte aber durch besonders dafür geschaffene Einrichtungen eine bequeme Einstellung ermöglicht und eine sichere Lagerung gewährleistet sein. Für die Anbringung der Magnete am Flugzeug selbst wird geltend gemacht, daß dann der Kompaß ausgewechselt werden kann, ohne daß neu kompensiert zu werden braucht. Doch sollte die Ausführung der Kompensation so einfach gestaltet werden, daß diese Arbeit nicht ins Gewicht fällt, zumal eine Prüfung der Kompensation doch in kurzen Zwischenräumen stattfinden muß. Die Kompensationsmagnete dürfen der Rose bis auf ihre eigene Länge nahe gebracht werden, wenn nur die Nadelanordnung des Rosensystems einwandfrei ist.

Sollte sich für eine Kompaßaufstellung ein merklicher Wert für den Koeffizienten D finden, so ist durch einen Kompaß mit D-Kompensation Abhilfe zu schaffen. Die Einstellung des D-Korrektors kann ein für allemal von sachkundiger Seite erfolgen. Von dieser ist auch festzustellen, ob am Kompaßort das Feld $R + kZ$ einen merklichen Wert hat, der durch einen »Krängungsmagnet« aufzuheben wäre. Eine Komplikation der B- und C-Kompensation ist mit diesen Erweiterungen des Kompensationsapparates nicht verbunden.

Praktische Behandlung des Deviationsproblems. Für die Seeschiffe hat die Kompensation lediglich die Aufgabe, die Ablenkungen in tunlichst enge Grenzen einzuschließen; die Restablenkung ist unter Drehung des Fahrzeugs für alle Kurse durch Beobachtung festzustellen und in einer Steuertafel niederzulegen. Die Werte dieser Tafel benutzt man jedoch nur bei unsichtigem Wetter; wenn Gestirne sichtbar sind, legt man der Schiffsrechnung stets die unmittelbar durch Peilen von Gestirnen bestimmte Ablenkung zugrunde.

Dieses Verfahren, das sich für Seeschiffe im Interesse einer genügend sicheren Kursbestimmung als notwendig erwiesen hat, kann für Flugzeuge normalerweise nicht in Frage kommen. Einfachheit der Kursbestimmung muß hier oberstes Gesetz sein. Schon die Benutzung einer Steuertafel ist möglichst zu vermeiden. Eine solche Tafel würde ja auch nur dann Wert haben, wenn ihre Angaben öfter kontrolliert würden, da immerhin mit Änderungen im magnetischen Zustand des Flugzeugs (halbfestem Magnetismus) gerechnet werden muß. So erscheint es für Flugzeuge weit empfehlenswerter, die Kontrolle auf die Kompensation zu werfen, d. h. durch öfteres Nachprüfen und nötigenfalls Nachstellen der Korrektoren dafür zu sorgen, daß die Deviation dauernd im wünschenswertem Genauigkeitsbereich bleibt. Bei richtiger Organisation ist diese Kontrolle äußerst einfach zu erledigen; jeder Flugzeugführer sollte sie, man könnte sagen handwerksmäßig, auszuführen in der Lage sein, sobald ihm Zweifel an der Weisung seines Kompasses kommen.

Dazu ist nur nötig, daß auf jedem Flugplatz in gehöriger Entfernung von eisernen Hallen ein Koordinatenkreuz mit seinen Achsen im magnetischen Meridian und senkrecht dazu markiert ist, nach dem das Flugzeug leicht und genau in die zum Kompensieren nötigen Hauptrichtungen gelegt werden kann. Es sind dann lediglich auf O- oder W-Kurs die B-Magnete, auf N- oder S-Kurs die C-Magnete so zu verlegen, daß die Ablenkung auf dem betreffenden Kurs verschwindet.

Die Frage, wie — zunächst als magnetisches Instrument — der Kompaß im Flugzeug benutzbar gemacht und erhalten werden kann, scheint in erster Linie Frage einer geeigneten Organisation zu sein.

Im Seekompaßwesen regeln die Unfallverhütungsvorschriften der See-Berufsgenossenschaft die Ausrüstung der Schiffe mit Kompassen und die Prüfung dieser Kompasse durch die Seewarte oder andere dafür anerkannte Institute oder Personen sowie die Aufstellung der Kompasse an Bord[1]). Die Hauptkompensierung muß durch Sachverständige ausgeführt werden, die von der S. B. G. nach Ablegung einer Prüfung ausdrücklich für die Vornahme dieser Arbeiten anerkannt sind. Der Kapitän ist jedoch befugt, im Bedarfsfalle Änderungen in der Kompensation der Kompasse seines Schiffes vorzunehmen. Eine wesentliche Ergänzung zu diesen Vorschriften bildet die Unterweisung der Schiffsoffiziere in der Deviationstheorie und der Kompensation auf den Seefahrtsschulen nach Maßgabe der Reichsbestimmungen für Schiffsoffiziers- und Kapitänsprüfungen.

Eine ähnliche Regelung mutatis mutandis dürfte sich auch für die Luftfahrt, insbesondere für das Verkehrsflugwesen empfehlen.

Aussprache.

Dr. Koppe: Meine Herren! Der Kompaß ist in der ausübenden Luftfahrt leider sehr stiefmütterlich behandelt worden; auch die neuere Zeit hat daran nichts Wesentliches geändert. Das ist darauf zurückzuführen, daß unser bisheriger Luftverkehr doch im wesentlichen eine Schönwetterfliegerei über bekanntem Gelände ist. Kommt nun aber der Flieger einmal in Nebel oder Wolken, so erinnert er sich plötzlich seines Richtungsweisers an Bord und — durch Kompaßsteuerkunde ungetrübt — versucht er nun sein Flugzeug lediglich nach dem Kompaß zu steuern. Jede Abweichung vom Steuerstrich wird dann womöglich als eine Kursänderung angesehen und durch Ruderlegungen »berichtigt«. Der Erfolg ist naturgemäß eine noch stärkere Schwingung der Rose, die endlich zu dem be-

[1]) Als Beispiel sei die Untersuchung eines Hochdeckers des Stahlwerks »Mark« angeführt: Kompaß (F. K. I. der Firma W. Ludolph, A.-G., Bremerhaven) vor dem Führersitz auf der Brücke hinter der Windschutzscheibe auf der Aluminium-Rumpfbekleidung 130 cm vom Motor. Über dem Kompaß der Spannturm aus Stahlrohr, 15 cm unterhalb des Kompasses Stahlrohr-Kreuzverstrebung. Deviation bis 30°, halbkreisig, konnte glatt durch einen längs- und einen Quermagnet kompensiert werden. Es wurde $D = 0$ und ebenso das Feld $R + kZ = 0$ gefunden.

[1]) S. Naut. Zeitschr. Hansa 1923, Nr. 34.

Digitized by Google

kannten und berüchtigten »Karusselfahren« führt; dieses wird dann dem Kompaß selbst zugeschrieben oder gar elektrisch geladenen Wolken. Jedenfalls glaubt der Flieger einen neuen Beweis für die Unbrauchbarkeit des magnetischen Richtungsweisers in Luftfahrzeugen erbracht zu haben. Es ist aber im Gegenteil zur Genüge bewiesen und auch verschiedentlich hier in Aussprachen erörtert worden, daß das Kreiseln des Kompasses in erster Linie auf die Nervosität des Fliegers selbst zurückzuführen ist. Das heißt, der Flieger kennt seinen Kompaß und dessen Eigentümlichkeiten zu wenig und — er ist nicht gewohnt, nach dem Kompaß zu steuern; denn auch das will wohl gelernt sein. Hier wäre also der erste Hebel anzusetzen.

Vielfach ist der Kompaß auch schlecht behandelt worden, so daß er tatsächlich verschiedene Mängel (zu geringes magnetisches Moment, zu große Reibung auf der Pinne u. dgl.) aufweist. Die aus Heeresbeständen stammenden Kompasse werden meist ohne vorherige Prüfung in neue Verkehrsflugzeuge eingebaut, obwohl sie durch ihre Vorbehandlung unbrauchbar geworden oder auch ganz unsachgemäß überholt worden sind.

Die meisten Fehler werden aber beim Einbau des magnetischen Richtungsweisers in das Flugzeug gemacht. Der Kompaß wird eben als ein Gerät angesehen, das wie ein Drehzahlmesser an jedem Ort und in jeder Umgebung einwandfrei arbeitet. Wenn der Flugzeugkompaß unmittelbar neben den starken Magneten des Anlassers oder gar selbst mit eisernen Bolzen am Flugzeug befestigt wird, so ist das ebensogut, als wenn man einen Höhenmesser unter eine luftdicht-schließende Glasglocke setzen wollte. Dem Kompaß muß im Flugzeuge möglichst in der Mittellinie ein eisenfreier Ort zugewiesen werden und es ist eine Aufgabe der Flugzeugkonstrukteure, schon in ihren Entwürfen den Kompaß zu berücksichtigen und in der Bauausführung frei von magnetischen Baustoffen zu halten. Auf die Notwendigkeit einer sachgemäßen Kompaßweisung hat der Herr Vortragende zur Genüge hingewiesen.

Die Anwesenden werden auch durchaus den Eindruck gewonnen haben, daß der magnetische Richtungsweiser im Flugzeuge sehr wohl und sehr nutzbringend zu verwenden ist; aber das ist nur möglich unter gewissen Voraussetzungen und unter Erfüllung bestimmter Bedingungen. Um dem Vorurteil, das noch vielfach in Fliegerkreisen dem Magnetkompaß gegenüber besteht, wirksam zu begegnen, haben sich die Kompaßfirmen zusammengetan und über die Anforderungen, die an einen einwandfreien Flugzeugkompaß zu stellen sind, beraten.

Auf Grund dieser Besprechungen sind nunmehr bestimmte Vorschläge für die Prüf- und Abnahmebedingungen für Flugzeugkompasse aufgestellt worden; diese werden alsbald den beteiligten Kreisen zur Stellungnahme zugehen.

So steht zu hoffen, daß der Magnetkompaß bei der Fliegerei in seiner Wertschätzung steigen und endlich im Luftfahrzeug den Platz einnehmen und behaupten wird, der ihm nach seiner Bedeutung zukommt.

Kaptlt. a. D. Bertram: Die Verwendung des Kompasses im Landflugzeuge ist nicht so lebensnotwendig wie beim Schiff oder Seeflugzeuge. Theoretisch klingt es sehr schön »bei Nebel fliege ich einfach nach dem Kompaß weiter«, praktisch sieht es aber anders aus. Ein im Nebel fliegendes Landflugzeug ist zu vergleichen mit einem in Küstennähe mit hoher Fahrt laufenden Schiff. Seemännisch richtig ist es, wenn die Navigation durch den Nebel schwierig wird, mit der Fahrt herunterzugehen, das kann das Flugzeug in der Luft nicht. Das Schiff hat noch viele Hilfsmittel wie Lot, Tiefenmelder usw. zur Verfügung, die alle einwandfrei sind und dem Flugzeug fehlen. Das einmotorige Flugzeug, das von einem Führer gesteuert wird, der stabilisieren und navigieren muß, wird bei Nebel tiefer gehen, um die Erdorientierung zu behalten, und wenn es zu tief muß, da der Nebel zu dicht wird, wird es landen, da die Gefahr für Leben und Eigentum der Passagiere zu groß wird und die Aufgabe und Tätigkeit des Führers die Kraft einen einzelnen übersteigt. Bei größeren Flugzeugen, in denen später vielleicht einmal die Tätigkeit des Führers geteilt und von 2 Leuten versehen wird, wird es vielleicht möglich sein, auch im Nebel durchzuhalten.

Daß an sich der Kompaß für jedes Flugzeug notwendig ist, ist selbstverständlich und braucht nicht weiter betont zu werden, er ist genau so notwendig wie der Höhenmesser oder der Neigungsmesser.

Die Möglichkeit über den Nebel oder die Wolken zu gehen und dann dort nach dem Kompaß weiter zu fliegen ist gegeben, wenn das Durchstoßen des Nebels oder der Wolken nicht zu lange dauert, und der Landungsplatz nebelfrei ist. Aber auch da ist die große Schwierigkeit der Abtriftbestimmung noch vorhanden.

Kapt. a. D. Boykow: Dem Herrn Vorredner ist insofern recht zu geben, als sich die Verhältnisse der Seeschiffahrt nicht auf das Flugzeug in bezug auf den Kompaß übertragen lassen. Die Verhältnisse im Flugzeuge sind viel schwieriger wegen des mit besonderer Stärke auftretenden Stromproblems und der großen Empfindlichkeit der Richtung der Kompaßrose gegen zusätzliche Beschleunigungsfelder. Der Kompaß im Flugzeug ist daher im allgemeinen nicht in der Lage, wie in der Seeschiffahrt die Probleme der terrestrischen Navigierung in der Hauptsache allein zu lösen. Daher ist ihm in diesem Sinne eine gegenüber der Seeschiffahrt verminderte Bedeutung in der Luftfahrt beizumessen. Es muß daran gedacht werden, die Navigierung des Luftfahrzeuges restlos zu lösen, und dafür genügt ein Kompaß, mag er beschaffen sein wie er will, nicht.

Major a. D. Carganico: Der Luftverkehr ohne Kompaß ist ein Unding, namentlich in Anbetracht des mehr und mehr aufkommenden F.-T.-Dienstes.

In einem regelmäßigen Luftverkehr ist es nicht möglich, daß infolge aufkommenden Nebels oder infolge auftretender tiefhängender Wolken der Flug abgebrochen wird.

Telephonisch kann der Flugzeugführer von dem Zielhafen sich Nachricht geben lassen, ob der Flughafen nebelfrei ist. Sofern dieses der Fall ist, wird der Flugzeugführer, falls sein Flugzeug die ausreichende Eigenstabilität hat, unter Benutzung des Kompasses durch den Nebel nach oben hindurchstoßen und den Flug fortsetzen können.

Der durch die Abtrift leicht bedingte Richtungsfehler spielt nicht die angenommene erhebliche Rolle, da der Flugzeugführer während der Fluges bei sichtiger Erde den Winkel der Abtrift genau feststellen, also über den Wolken fliegen kann, ohne ein Verfehlen des Zieles befürchten zu müssen.

Dr.-Ing. Grulich: Wir alle, die wir in der praktischen Luftfahrt tätig sind, sind uns wohl darüber einig, daß uns der Kompaß im Flugzeuge schon oft sehr gute Dienste geleistet hat, und daß er es in Zukunft sicher in noch größerem Maße als bisher tun wird.

Es ist von einigen der Herren Vorredner auf die Schwierigkeiten hingewiesen, die sich heute dem Flugzeugführer bei Benutzung des Kompasses im Flugzeuge entgegenstellen. Diese Schwierigkeiten werden in Zukunft auch dadurch verringert, wenn nicht ganz überwunden werden, daß wir besonders auf den internationalen Strecken größere Flugzeuge bekommen werden, bei denen neben dem Führer ein Orter sitzt, der sich lediglich mit der Navigation befassen wird, wobei ihm mehr Zeit für die Ablesung der erforderlichen Instrumente und die Auswertung derselben zur Verfügung stehen wird als heute dem Flugzeugführer, der ja vor allen Dingen für die richtige Steuerung des Flugzeuges und die richtige Bedienung des Motors zu sorgen hat.

Wir werden sicher in absehbarer Zeit Flugzeuge bekommen, die große Strecken über Meere zurücklegen werden. Ich kann mir dann nicht vorstellen, wie der Orter bei bedecktem Himmel sich orientieren will, wenn er nicht einen einwandfrei arbeitenden Kompaß oder ein entsprechendes anderes Instrument für die Orientierung zur Verfügung hat.

Marinebaurat Engberding: In den letzten Jahren ist im Flugwesen meines Erachtens kein wirklicher großer Fortschritt erzielt worden, nur eine handwerksmäßige bzw. künstlerische Durcharbeitung und Vervollkommnung des schon Bestehenden. Das bedeutet für das Flugwesen eine große Gefahr, um so mehr, da in den nächsten Jahren voraussichtlich ganz neuartige Schnellverkehrsmittel auftreten und für das Flugwesen auf bestimmten Strecken eine kaum zu besiegende Konkurrenz darstellen werden. Das Flugzeug und seine Verwendung muß also, um überhaupt konkurrenzfähig bleiben zu können, raschestens weiter entwickelt werden. Und dazu gehört auch, daß zum mindesten die heute bereits vorhandenen Mittel ausgenutzt werden.

Für jedes Verkehrsmittel, ganz besonders aber für ein Schnellverkehrsmittel, ist erste Bedingung Zuverlässigkeit und Regelmäßigkeit, wenn es in Kulturgegenden mit ihren vielen hochwertigen Verkehrsverbindungen lebensfähig bleiben will.

Hier scheint aber heute noch vielerlei im argen zu liegen. Es darf unter keinen Umständen vorkommen, wie es letzter Tage geschehen ist, daß ein von einer großen Stadt ausfliegendes Flugzeug sich ohne berechtigten Grund vollkommen verfliegt und ganz wo anders hingelangt, wie es will und dann seine Passagiere mit einer Notlandung einfach mitten in das Land hineinsetzt.

Warum konnte das geschehen? Meines Erachtens deswegen, weil die meisten Landflieger nicht daran gewöhnt sind, nach dem

Digitized by Google

Kompaß zu fliegen, sondern sich ausschließlich der Orientierung nach dem Erdboden bedienen. In dem Landflieger steckt scheinbar ein gewisses inneres Mißtrauen und Widerstreben gegen den Kompaß. Er ist ihm unbehaglich; er erscheint ihm im normalen Gebrauch überflüssig; er betrachtet ihn gewissermaßen nur als ein Hilfsmittel für außergewöhnliche Fälle. In solchen Augenblicken höchster Nervenspannung versagt er dann aber natürlicherweise, schon aus rein psychologischen Gründen.

Wenn schon bei gewöhnlichen Witterungsverhältnissen ein Verkehrsflugzeug ohne Kompaßbenutzung heute seinen Weg verfehlen kann, so ist ein Fliegen bei Nebel oder in der Nacht ohne Kompaßbenutzung so gut wie ausgeschlossen. Beides aber ist nötig, wenn der Flugzeugverkehr überhaupt vorwärtskommen will.

Der Kompaß im Flugzeug ist genau so nötig, wie der auf einem Seeschiff. Es wurde eingewendet, daß die Kompaßverwendung für die Navigierung eines Seeschiffes einfacher wäre, weil hier die Stromversetzung durch die sich nicht ändernden, auf Karten festgelegten Meeresströmungen dem Seemann stets genau bekannt wäre, während der Flieger die Abtrift durch den Wind nicht kenne und der Kompaß ihm daher nichts nütze.

Gewiß wäre ein Instrument, welches ohne weiteres den absoluten Weg des Flugzeuges über dem Boden angibt, das Erstrebenswerteste. Vorläufig haben wir es aber noch nicht. Und bis dahin brauchen wir den Kompaß. Und im übrigen kann dieser auch heute schon seinen Zweck recht gut erfüllen, weil der Flieger heute ja wohl stets durch Funkspruch dauernde Wettermeldungen erhalten und darnach die Windversetzung berücksichtigen kann.

Gewöhnt sich die Verkehrsfliegerei nicht daran, den Kompaß gewissermaßen automatisch zu benutzen, so wird sie nicht das erreichen, was sie will.

Es genügt nicht, daß ein Kompaß an Bord ist. Er muß auch gut eingebaut sein, was technisch ohne weiteres möglich ist; vor allen Dingen aber muß er auch vom Führer benutzt werden. Dazu aber ist nötig, daß dieser Führer ihn erst einmal genau kennen und anwenden lernt.

Prof. Dr. Meldau (Schlußwort): Ich darf wohl feststellen, daß trotz einzelner Einwände das Gesamtergebnis der Besprechung doch dahin geht, daß der Kompaß nicht nur als ein nützliches, sondern als ein im Interesse eines geregelten und zuverlässigen Luftverkehrs unentbehrliches Instrument angesprochen werden muß. Vorbedingung seiner Benutzung im Flugzeug ist, daß hinsichtlich des Aufstellungsortes vom Flugzeugkonstrukteur die unumgänglich nötigen Konzessionen gemacht werden, daß der Kompaß von sachkundiger Hand eingebaut und kompensiert, und daß auch bei den Flugzeugführern Verständnis und Interesse für das Instrument geweckt wird.

Zur Aerodynamik der Treibschraube.

Von H. B. Helmbold.

(Schluß von Seite 153.)

4. Der Leistungsverlust durch Profilwiderstand.

Wir wissen, daß der Widerstand von Tragflügeln und Tragwerken endlicher Spannweite nur zu einem Teile, den man als den »Profilwiderstand« bezeichnet, von der Flüssigkeitsreibung an den Flügeloberflächen herrührt; die Arbeitsleistung des anderen Widerstandsanteils, des »induzierten Widerstands«, findet ihr Gegenstück in der bereits nachgewiesenen Verlustleistung der absoluten Strahlbewegung.

Der axiale Anteil des Profilwiderstandes an den Schraubenflügeln vermindert das Schubelement der reibungslosen Schraube dS_0 um den Betrag

$$dW_\infty \sin\beta = \varepsilon\, dA \cdot \sin\beta = \varepsilon \frac{dS_0}{\cos\beta} \sin\beta = \varepsilon\, b\, dS_0,$$

wenn $\varepsilon = \frac{W_\infty}{A} = \frac{c_{w\infty}}{c_a}$ und $b = \operatorname{tg}\beta$ ist, sein tangentialer Anteil vermehrt die Tangentialkraft $dT_0 = b\, dS_0$ um

$$dW_\infty \cos\beta = \varepsilon\, dS_0,$$

so daß wir jetzt haben

$$dL_2 = (1 - \varepsilon b)\, v\, dS_0$$

und

$$dL_1 = (\varepsilon + b)\, \omega\, r\, dS_0.$$

Sollen die Zähigkeitsverluste möglichst klein bleiben, so hat man die Flügelschnitte so zu gestalten und einzustellen, daß die »Profilgleitzahl« ε ihren Mindestwert hat (Abb. 3).

Angesichts der Veränderlichkeit der Kennwerte längs des Halbmessers ist es natürlich selbst bei durchweg ähnlichen Flügelschnitten streng genommen unzulässig, ε als Festwert zu behandeln, wir sind uns also darüber klar, daß wir es nur als »wirksamen Mittelwert« einführen dürfen.

5. Die reibungslose Luftschraube.

Indem wir jetzt die Voraussetzung schwachbelasteter Schrauben, unter der sich die Vorschrift, daß die Verschiebungsgeschwindigkeit der abgehenden Schraubenwirbel längs des ganzen Halbmessers unveränderlich gleich w sein soll, ergab, wieder fallen lassen, haben wir für den Steigungswinkel den schraubenförmigen Wirbelfläche im Halbmesser r die zweifache Beziehung

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{v + \frac{w}{2}}{u} = \frac{v + \frac{w_a}{2}}{u - \frac{w_t}{2}}$$

und für die axiale Strahlgeschwindigkeit mit der Abkürzung $v + \frac{w}{2} = \bar{v}$ den Ausdruck

$$w_a = w \cos^2\beta = w \frac{u^2}{\bar{v}^2 + u^2}.$$

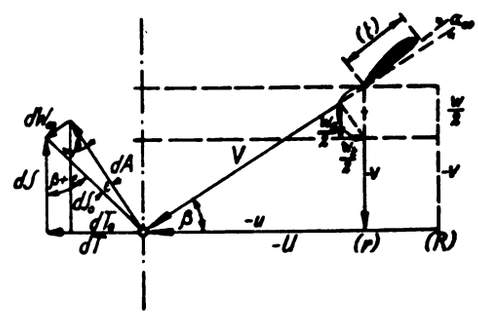


Abb. 3.

Ist für den Außenhalbmesser R das »aerodynamische Steigungsverhältnis« $\operatorname{tg}\beta_0 = b_0$, so wird nach Prandtl das Verhältnis des Außenhalbmessers R zum Halbmesser r_1 der »gleichwertigen« Schraube

$$\xi = \frac{1}{1 - \frac{1{,}386}{z} \frac{b_0}{\sqrt{1 + b_0^2}}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1a)$$

Dann ist die Schubzahl der gleichwertigen Schraube

$$c_{s\infty} = \xi^2 c_s, \text{ da } c_{s\infty} = \frac{S}{q F_{s1}} \text{ und } c_s = \frac{S}{q F_s};$$

hier bedeutet $F_{s1} = \pi r_1^2$ die gleichwertige, $F_s = \pi R^2$ die wirkliche Schraubenkreisfläche und $q = \frac{\varrho}{2} v^2$ den Staudruck der Fluggeschwindigkeit. Gleichzeitig ist

$$\xi = \frac{b_1}{b_0} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1b)$$

wenn $b_1 = \frac{\bar{v}}{\omega r_1} = \frac{\bar{v}}{u_1}$.

Nun ist nach dem Impulssatz

$$c_{s\infty} = \frac{\int_0^{r_1} \varrho \left(v + \frac{w_a}{2}\right) \cdot 2\pi r\, dr \cdot w_a}{\frac{\varrho}{2} v^2 \cdot \pi r_1^2} = \frac{4}{v^2 r_1^2} \int_0^{r_1} \left(v + \frac{w_a}{2}\right) w_a\, r\, dr.$$

Das Integral auf der rechten Seite nimmt folgende Gestalt an:

$$\int_0^{r_1} = \frac{v\, w}{\omega^2} \int_0^{u_1} \frac{u^3\, du}{\bar{v}^2 + u^2} + \frac{w^2}{2\omega^2} \int_0^{u_1} \frac{u^5\, du}{(\bar{v}^2 + u^2)^2}.$$

Die Lösung des Integrals gibt in die Gleichung für $c_{s\infty}$ eingesetzt mit den Abkürzungen $\frac{w}{v} = \vartheta$ und

$$\varphi = 1 - b_1^2 \ln\left(1 + \frac{1}{b_1^2}\right) \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

den Ausdruck

$$c_{s\infty} = 2\vartheta\varphi + \vartheta^2 \left(2\varphi - \frac{1}{1 + b_1^2}\right).$$

Digitized by Google

Daraus folgt für das Verhältnis der Verschiebungsgeschwindigkeit w zur Fluggeschwindigkeit v die Größe

$$\vartheta = \frac{-\varphi + \sqrt{\xi^2 c_s \left(2\varphi - \frac{1}{1+b_1^2}\right) + \varphi^2}}{2\varphi - \frac{1}{1+b_1^2}} \quad \ldots \quad (3a)$$

Gleichzeitig ist, wenn $\lambda = \frac{v}{U} = \frac{v}{\omega R}$ den Fortschrittsgrad bedeutet, $b_1 = \xi\lambda\left(1+\frac{\vartheta}{2}\right)$ und daher

$$\vartheta = 2\,\frac{b_1 - \xi\lambda}{\xi\lambda} \quad \ldots \quad (3b)$$

Der Höchstwirkungsgrad der gleichwertigen reibungslosen Schraube ist

$$\eta_{th} = \frac{v\,S_0}{\omega M_0} = \frac{v\,S_0}{\omega \int_0^{r_1} r\,d\,T_0} = \frac{v\,S_0}{\omega \int_0^{r_1} b\,r\,d\,S_0}.$$

da aber $b = \frac{\bar{v}}{u}$, so haben wir

$$\eta_{th} = \frac{v\,S_0}{\bar{v}\int_0^{r_1} d\,S_0} = \frac{v}{v+\frac{w}{2}} = \frac{\lambda}{b_0}$$

oder

$$\eta_{th} = \frac{1}{1+\frac{\vartheta}{2}} \quad \ldots \quad (4)$$

Für ein Wertepaar $c_s\lambda$ ergeben sich im allgemeinen zwei Werte von ϑ und somit auch von η_{th}. Der höhere ϑ-Wert entspricht einem niederen η_{th}, kennzeichnet also eine unwirtschaftlichere Gestaltung der Luftschraube als der kleinere ϑ-Wert.

6. Die reibungsbehaftete Luftschraube.

Der Höchstwirkungsgrad der gleichwertigen reibungsbehafteten Luftschraube ist

$$\eta_{max} = \frac{v\,S}{\omega\,M} = \frac{v\,S}{\omega\int_0^{r_1} r\,dT} = \frac{v\int_0^{r_1}(1-\varepsilon\,b)\,d\,S_0}{\omega\int_0^{r_1}(\varepsilon+b)\,r\,d\,S_0}.$$

Erklärt sich der »Gütegrad« ζ durch die Gleichung

$$\eta_{max} = \eta_{th}\cdot\zeta,$$

so ist

$$\zeta = \frac{1-\varepsilon\frac{\int_0^{r_1} b\,d\,S_0}{S_0}}{1+\varepsilon\frac{\int_0^{r_1} r\,d\,S_0}{\int_0^{r_1} b\,r\,d\,S_0}}.$$

Bezeichnet man als elementare Schubzahl die dimensionslose Größe

$$c_{d\,S} = \frac{d\,S_0}{q\,d\,F_s} = \frac{(2v+w_a)\,w_a}{v^2}.$$

so ist

$$d\,S_0 = \pi\,\varrho\,v^2\,c_{d\,S}\,r\,d\,r,$$

und es wird

$$\int_0^{r_1} b\,d\,S_0 = \pi\,\varrho\,v^2\int_0^{r_1} b\,c_{d\,S}\,r\,d\,r.$$

Das Integral der rechten Seite lautet ausführlich

$$\int_0^{r_1} = \frac{2\,\bar{v}\,w}{\omega^2 v}\int_0^{u_1}\frac{u^2\,d\,u}{\bar{v}^2+u^2} + \frac{\bar{v}\,w^2}{\omega^2 v^2}\int_0^{u_1}\frac{u^4\,d\,u}{(\bar{v}^2+u^2)^2};$$

durch Einsetzen der Lösung erhalten wir

$$\int_0^{r_1} b\,d\,S_0 = \frac{\pi}{4}\,\frac{r_1\,\varrho\,v^3}{\omega}\,\vartheta\,(\vartheta+2)\left[4\,\psi + \vartheta\left(3\,\psi - \frac{1}{1+b_1^2}\right)\right],$$

wenn

$$\psi = 1 - b_1\,\mathrm{arc\,tg}\,\frac{1}{b_1} \quad \ldots \quad (5)$$

Dann ist

$$\frac{\int_0^{r_1} b\,d\,S_0}{S_0} = \sigma\,\lambda,$$

wo

$$\sigma = \frac{\vartheta\,(\vartheta+2)}{2\,\xi\,c_s}\left[4\,\psi + \vartheta\left(3\,\psi - \frac{1}{1+b_1^2}\right)\right] \quad \ldots \quad (6)$$

Ferner ist

$$\int_0^{r_1} r\,d\,S_0 = \pi\,\varrho\,v^2\int_0^{r_1} c_{d\,S}\,r^2\,d\,r$$

und mit der Lösung des Integrals der rechten Seite

$$\int_0^{r_1} = \frac{2\,w}{\omega^3 v}\int_0^{u_1}\frac{u^4\,d\,u}{\bar{v}^2+u^2} + \frac{w^2}{\omega^3 v^2}\int_0^{u_1}\frac{u^6\,d\,u}{(\bar{v}^2+u^2)^2}$$

wird

$$\int_0^{r_1} r\,d\,S_0 = \frac{\pi}{2}\,r_1^3\,\varrho\,v^2\,\vartheta\left\{4\left(\frac{1}{3}-b_1^2\,\psi\right) + \vartheta\left[5\left(\frac{1}{3}-b_1^2\,\psi\right) - \frac{1}{1+b_1^2}\right]\right\}.$$

Endlich ist

$$\int_0^{r_1} b\,r\,d\,S_0 = \frac{\bar{v}}{\omega}\int_0^{r_1} d\,S_0 = \frac{\pi}{4}\,\frac{r_1^3\,\varrho\,v^3}{\omega}\,\xi^2\,c_s\,(\vartheta+2)$$

und

$$\frac{\int_0^{r_1} r\,d\,S_0}{\int_0^{r_1} b\,r\,d\,S_0} = \frac{\tau}{\lambda},$$

wo

$$\tau = \frac{2\,\vartheta}{\xi^3\,c_s\,(\vartheta+2)}\left\{4\left(\frac{1}{3}-b_1^2\,\psi\right) + \vartheta\left[5\left(\frac{1}{3}-b_1^2\,\psi\right) - \frac{1}{1+b_1^2}\right]\right\} \quad (7)$$

Man hat also

$$\eta_{max} = \frac{1}{1+\frac{\vartheta}{2}}\,\frac{1-\varepsilon\,\lambda\cdot\sigma}{1+\frac{\varepsilon}{\lambda}\cdot\tau} \quad \ldots \quad (8)$$

Die Größen σ und τ haben folgende Bedeutung: Der »Schwerpunkt« des von der Zähigkeit herrührenden Schubverlustes liegt bei $\frac{R}{\sigma}$, der des Momentenzuwachses infolge der Zähigkeit bei τR.

Zur Bestimmung von ε aus Messungen an ausgeführten Schrauben vorliegender Bauart dient die Gleichung

$$\varepsilon = \frac{1-\zeta}{\sigma\,\lambda + \frac{\tau}{\lambda}\,\zeta}.$$

Wendet man sie auf andere, ungünstigere Schrauben an, so werden die Abweichungen von der besten Form auch in den Wert von ε eingehen, besonders stark bei hochbelasteten und schnellaufenden Schrauben, so daß man nur noch von einer »scheinbaren Gleitzahl« »ε« reden kann. In der nachfolgenden Zahlentafel, die die Ergebnisse einer derartigen Auswertung einer amerikanischen Zweiflügler-Schraubenreihe ($USNACA$ — $S_1F_2P_2$) enthält, sind zur richtigen Bewertung der »ε« noch Kennwerte E angegeben, die als Produkte der mittleren Blattbreite und des Außenhalbmessers gebildet sind und ums Vielfache kleiner sind als die Kennwerte großer Flugzeugschrauben. Die mit A_1 bezeichneten Schrauben sind schmalblättrig, die mit A_2 breitblättrig.

Propeller Nr.	$\frac{H}{D}$	λ	c_s	η_{max}	η_{th}	ζ	σ	τ	»ε«	E
136 (A_1)	1,3	0,366	0,149	0,825	0,898	0,919	2,22	0,495	0,039	1660
133 (A_1)	1,1	0,286	0,270	0,810	0,872	0,928	2,22	0,500	0,032	2120
15 (A_1)	0,9	0,255	0,287	0,804	0,878	0,916	2,17	0,517	0,035	2380
16 (A_2)	0,9	0,255	0,286	0,803	0,878	0,915	2,17	0,517	0,035	3130
19 (A_1)	0,7	0,191	0,461	0,777	0,852	0,911	2,20	0,518	0,031	3180
20 (A_2)	0,7	0,207	0,364	0,772	0,855	0,903	2,15	0,527	0.035	3840
23 (A_1)	0,5	0,159	0,475	0,696	0,839	0,829	2,18	0,533	0,055	3810
24 (A_2)	0,5	0,143	0.654	0,679	0,828	0,820	2,26	0,515	0,055	5560

Digitized by Google

7. Die Auswahl der Luftschraube.

Für die Aufgabe der Luftschraubenauswahl bildet man zweckmäßig nach amerikanischem Vorgang die dimensionslosen Beiwerte

$$C = \frac{\pi^4}{600}\,\frac{c_s \lambda^3}{\eta} = \frac{N}{\varrho\, n_s^3\, D^5} \quad \ldots \quad (9)$$

und

$$\Lambda = \pi\,\lambda = \frac{v}{n_s D} \quad \ldots \quad (10)$$

wo N die Motorleistung in PS, n_s die sekundliche Drehzahl und D den Schraubendurchmesser bedeuten. Unsere Kurventafel (Abb. 4), bei deren Herstellung der rascheren und genaueren Berechnung wegen zunächst von Wertepaaren $c_s b_0$ (statt von $c_s \lambda$) ausgegangen wurde, gibt den Höchstwirkungsgrad η_{max} und das aerodynamische Steigungsverhältnis

$$b_0 = \frac{v + \frac{w}{2}}{\omega R} \quad \ldots \quad (11)$$

in Abhängigkeit von C und λ für das flugtechnisch wichtige Gebiet unter der Voraussetzung zweiflügeliger Schrauben und einer Profilgleitzahl $\varepsilon = 0{,}025$ an. Zur Annahme eines solch niedrigen Wertes von ε berechtigt einerseits die Beobachtung, daß unsere oben mitgeteilten »ε« in den günstigeren Fällen den aus Tragflügelmessungen bei gleichen Kennwerten bekannten Profilgleitzahlen völlig entsprechen und anderseits die Ergebnisse von Flügeluntersuchungen bei Kennwerten (24 000), die im Bereich der wirklichen Propellerkennwerte liegen.

Da unsere Ergebnisse nur über einen ausgezeichneten Betriebszustand der Schraube Auskunft geben, hat man sich vor der Auswahl darüber schlüssig zu werden, welchem Betriebszustand von Motor und Flugzeug man den Höchstwert des Schraubenwirkungsgrades zu ordnen will[1]).

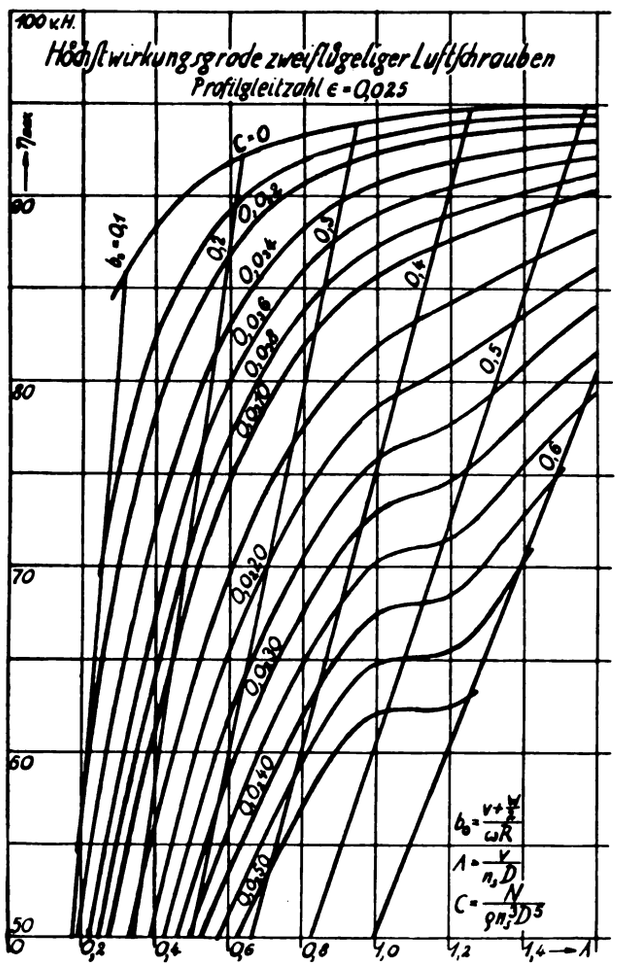


Abb. 4.

[1]) Die scheinbaren Unregelmäßigkeiten im Verlauf der C-Kurven rühren von einer Annäherung an die erwähnte Wirtschaftlichkeitsgrenze her.

Rechenbeispiel.

Die zweiflügelige Luftschraube eines Flugzeuges von den Verhältnissen der Junkers C I mit 160 PS D III-Motor soll ihren Höchstwirkungsgrad beim Wagerechtflug in 3150 m Höhe Jahresmittel erreichen. In der entsprechenden Luftdichte $\varrho = 0{,}094$ leistet der Motor 117 PS bei einer Drehzahl $n = 1400\ \text{min}^{-1}$ oder $n_s = 23{,}3\ \text{s}^{-1}$. Der Schraubendurchmesser sei mit 2,75 m begrenzt. Das Flugzeug wiegt 1050 kg im Fluge, hat 23,4 m² Flügelfläche und 11,4 m Spannweite. Wir nehmen an, daß für $0{,}25 < c_a < 0{,}70$ entsprechend einem Geschwindigkeitsbereich von 61,8 bis herab zu 36,9 ms^{-1} die ideelle Widerstandszahl des ganzen Flugzeug $c_{w\infty}$ als praktisch konstant gleich 0,04 angesehen werden können, so daß wir für den Leistungsbedarf nach bekannten Gesetzen schreiben können

$$L_F = \frac{2\,G^2}{\pi\,\varrho\,b^2}\,\frac{1}{v} + \frac{c_{w\infty}\,\varrho\,F}{2}\,v^3 = \frac{57450}{v} + 0{,}044\,v^3.$$

Die verfügbare Nutzleistung ist

$$L_S = 75\,N\,\eta = 8775\,\eta.$$

Diese ist ebenfalls von der Fluggeschwindigkeit abhängig. Bei unveränderter Drehzahl ist C unveränderlich, und zwar in unserem Beispiel gleich 0,000626. Als Gleichgewichtszustand zwischen Leistungsbedarf und Schraubenleistung (Wagerechtflug) ergibt sich $L = 7550\ \text{kg ms}^{-1}$ bei einer Fluggeschwindigkeit $v = 51{,}4\ \text{ms}^{-1}$ oder $185\ \text{kmh}^{-1}$, $\Lambda = 0{,}804$, $\eta_{max} = 85{,}6$ vH und für den Entwurf $b_0 = 0{,}28$. Nimmt man bei gleicher Leistung andere Drehzahlen an, so findet man, daß im behandelten Falle ein flaches Maximum der Wirtschaftlichkeit (etwa bei $n = 1600$) bereits um ein Geringes unterschritten ist. Doch ist schon bei $n = 1400$ die Umfangsgeschwindigkeit mit $U = 200\ \text{ms}^{-1}$ recht hoch.

8. Der Entwurf der Luftschraube.

Ist die Auswahl der Schraube getroffen, so sind die Fluggeschwindigkeit v, die Drehzahl n_s, der Durchmesser D und das aerodynamische Steigungsverhältnis b_0 die Bestimmungsstücke für den Entwurf, der sich nun recht einfach gestaltet (Abb. 3).

Man setzt die Maßstäbe der Geschwindigkeiten und der Längen so fest, daß die Umfangsgeschwindigkeit U und der Außenhalbmesser R durch die gleiche Strecke dargestellt werden. Dann zieht man in den Abständen v und $v + \frac{w}{2}$ des Geschwindigkeitsmaßstabes Parallelen zum Halbmesser. Um jetzt die Relativgeschwindigkeit im Halbmesser r zu finden, zieht man vom Nullpunkt aus einen Strahl bis zum Schnittpunkte der Parallele für $v + \frac{w}{2}$ mit der Parallele zur Achse im Abstand r, der mit der Schraubenkreisebene den Winkel β bildet, fällt vom Schnittpunkt der Parallele zur Achse im Abstande r auf vorgenannten Strahl das Lot, das die Absolutgeschwindigkeit $\frac{w_n}{2}$ darstellt und auf dem Strahl den Anfangspunkt der Relativgeschwindigkeit V festlegt, und zerlegt endlich $\frac{w_n}{2}$ in die axiale Teilgeschwindigkeit $\frac{w_a}{2}$ und die tangentiale $\frac{w_t}{2}$.

Die erforderliche Blattbreite im Halbmesser r ergibt sich mit Hilfe der zeichnerisch gewonnenen Größen w_a und V und unter Berücksichtigung des Druckabfalles an den Flügelenden nach der Prandtlschen Näherungsformel aus folgender Überlegung:

Der Schub je Längeneinheit ist einerseits nach dem Impulssatz gleich

$$x\,\frac{d\,S_0}{d\,r} = x\,\varrho\left(v + \frac{w_a}{2}\right)\cdot 2\,\pi\,r\cdot w_a,$$

anderseits in der Ausdrucksweise der experimentellen Aerodynamik gleich

$$x\,\frac{d\,S_0}{d\,r} = \frac{d\,A}{d\,r}\cos\beta = \frac{d\,A}{d\,r}\,\frac{u - \frac{w_t}{2}}{V} = c_a\,\frac{\varrho}{2}\,V^2\,z\,t\,\frac{u - \frac{w_t}{2}}{V}$$

Gibt hier die Zahl

$$x = \frac{2}{\pi}\arccos e^{-\frac{R-r}{r}\,\frac{z}{2}\,\sqrt{1 + \frac{b_0^2}{b_0}}} \quad \ldots \quad (12)$$

den Einfluß der endlichen Flügelzahl z auf die Schubdichte $\frac{d\,S_0}{d\,r}$ im Halbmesser r an, so wird wegen

$$\frac{v + \frac{w_a}{2}}{u - \frac{w_t}{2}} = \frac{v + \frac{w}{2}}{\omega\,r} = b$$

Digitized by Google

und

$$b = b_0 \frac{R}{r}.$$

die Blattbreite daselbst gleich

$$t = \frac{4\pi x b_0}{z c_a} \frac{w_a}{V} R \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

9. Die Entwicklung der Theorie.

Die Geschichte der Luftschraubentheorie zeigt eine steigend vervollkommnete Erfassung der Leistungsverluste. Unsere Tafel (Abb. 5) veranschaulicht die wichtigsten Stufen dieser Entwicklung. Sie gibt gleichzeitig einen allgemeinen Begriff von dem Einfluß des Fortschrittsgrades auf die Wirtschaftlichkeit.

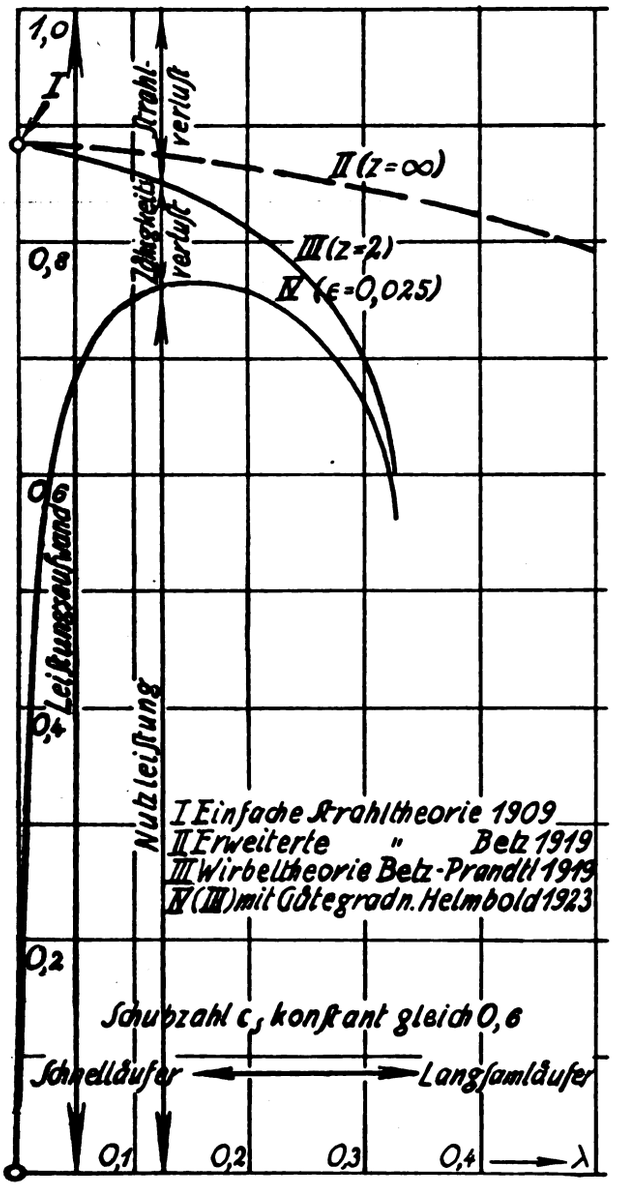


Abb. 5.

Anhang: Der wirtschaftliche Schnelläufer.

Da bei den Schnelläufern der Zähigkeitsverlust einen überwiegenden Anteil am Gesamtverlust nimmt, erscheint es für derartige Schrauben vielleicht wünschenswert, den Zähigkeitsverlust bei der Aufstellung der Mindestwertbedingung mitzurücksichtigen.

Das führt dann unter der Voraussetzung schwachbelasteter Schrauben und, nachdem b^0 und b_1 durch λ ersetzt sind, mit Beibehaltung der vorher eingeführten Abkürzungen auf folgende Näherungsvorschrift für die Verteilung der Verschiebungsgeschwindigkeit w längs des Halbmessers

$$w = v\left(\frac{3\lambda\xi c_s + 4\varepsilon}{6\lambda(\varphi - 2\varepsilon\lambda\psi)} - \varepsilon\frac{1+b^2}{b}\right).$$

Über die Leistungen und die erhöhte Wirtschaftlichkeit dieser Schraubenbauart wird dann der Versuch Auskunft geben müssen.

Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.

Von G. Lachmann, Göttingen.

(Fortsetzung.)

1. Anschließend an die Veröffentlichung in Heft 10 sei zunächst das Ergebnis einer neueren Messung mitgeteilt, welches an einem für einen freitragenden Eindecker entworfenen Flügel gewonnen wurde. Das Ergebnis entstammt einer Reihe von Versuchen, die vom Verfasser für die Firma Udet-Flugzeugbau, G. m. b. H., München-Ramersdorf vorgenommen wurde, die als erste deutsche Firma die Konstruktion und den Bau von Spaltflügelmaschinen in Deutschland aufgenommen hat.[1])

Die beiden Flügelhälften wiesen trapezförmigen Grundriß auf, die Flügelenden waren elliptisch abgerundet (Abb. 1). Bei einer Spannweite von 1376,4 mm besaß der Flügel in der Mitte ein 121 mm breites Mittelstück mit gleichbleibender Profildicke. An dieses Mittelstück schlossen sich seitlich die beiden Flügel an, deren Profildicke sich nach den Enden zu verjüngte. In Abb. 2 sind mehrere Profile des Flügels dargestellt. Man erkennt hieraus das verhältnismäßig große Dickenverhältnis im Mittelteil des Flügels und die schwachkonvexe Auswölbung der Druckseite.

Beim Entwurf des Profils wurden neben den durch die geplante bauliche Ausführung gebotenen Richtlinien alle Erfahrungen berücksichtigt, die durch mehrjährige Versuchstätigkeit gewonnen worden waren. Im Vergleich mit der ursprünglichen Form des Spaltflügels stellt das Profil eine Vereinigung aller bisher bekanntgewordenen Verfahren zur Vergrößerung des Auftriebes dar: Schlitzeffekt, Wölbungs- und Anstellwinkelvergrößerung durch eine über die ganze Spannweite hin verlaufende Klappe und schließlich Flächenvergrößerung durch den mittels einer Art Gelenkviereck bewegten Hilfsflügel. Es sei an dieser Stelle erwähnt, daß für diese Flügelbauart eine befriedigende und praktisch erprobte konstruktive Lösung gefunden worden ist.

Besondere Sorgfalt war der Formgebung der Spaltquerschnitte und der Profilierung des Hilfsflügels gewidmet worden. In der Horizontalflugstellung liegt der Hilfsflügel glatt auf der Nase des Hinterflügels an, so daß keine Vergrößerung des Profilwiderstandes mehr eintreten kann. Die Ausführung des Hilfsflügels als gebogene Platte ist auf Grund der hiermit erzielten unbefriedigenden Ergebnisse wieder verlassen worden. Die Verschiebung des Hilfsflügels nach vorn erfolgt nicht nur im Hinblick auf die Auftriebsvergrößerung, sondern auch zur gleichzeitigen Aufhebung der Rückwanderung des Druckmittelpunktes, die bei Öffnung des Spaltes entsteht.

Die Flügelklappe wird bei der Ausführung im Großen durch ein über die ganze Spannweite hin verlaufendes Torsionsrohr betätigt. Aus diesem Grunde schien es zweckmäßig, das Moment der Klappe um die Drehungsachse insbesondere in der Gegend der Flügelenden auszugleichen, indem die Klappe möglichst in der Nähe ihres Druckmittelpunktes gelagert wurde.

Mit diesem Modell wurde eine Reihe von Messungen bei verschiedenen Klappenwinkeln δ in der Normal- und Landestellung des Hilfsflügels ausgeführt. Sämtliche Beiwerte wurden für beide Fälle auf die Fläche bei geschlossenem Vorderschlitz bezogen (F = 2640 cm²). Der Anstellwinkel α ist in allen Fällen durch die Neigung der Tangente bestimmt, die beim Klappenausschlag $\delta = 0^0$ an die Umrißlinie der Klappe und der Druckseite des Hauptflügelprofils gelegt werden kann.

Die erzielten Ergebnisse in beiden Stellungen des Hilfsflügels sind aus den Schaubildern in Abb. 3, 4, 5 und 6 ersichtlich. Für den Horizontalflug mit angelegtem Hilfsflügel erwies sich ein Klappenwinkel $\delta = -5^0$ am günstigsten. Der verhältnismäßig große Profilwiderstand in der Normalstellung beruht, wie Vergleichsmessungen zeigten, fast ausschließlich auf dem etwas zu großen Dickenverhältnis des Flügelprofils in der Mitte und der etwas ungünstigen Ausbildung der Profilnase. Es ist verhältnismäßig einfach, dieses Dickenverhältnis bei der konstruktiven Ausführung durch Vergrößerung der Flächentiefe und stärkere Verjüngung nach den Enden hin zu vermindern und auf diese Weise den Profilwiderstand eines gewöhnlichen dicken Profils zu erreichen.

Die Wirkung des Vorderschlitzes beim Klappenausschlag $\delta = 0^0$ ist auffallend gering. Es genügt jedoch ein geringer Ausschlag der Klappe, um eine sehr kräftige Auftriebserhöhung zu erzielen.

Im Durchschnitt beträgt die Auftriebserhöhung durch den vorderen Hilfsflügel über den von der Klappe allein erreichten Betrag etwa 40 vH. Legt man für das nicht unterteilte Grundprofil einen maximalen Auftriebsbeiwert von ungefähr 1,5 zugrunde, so

[1]) Die Firma Udet hat liebenswürdigerweise ihre Zustimmung zur Veröffentlichung erteilt.

Digitized by Google

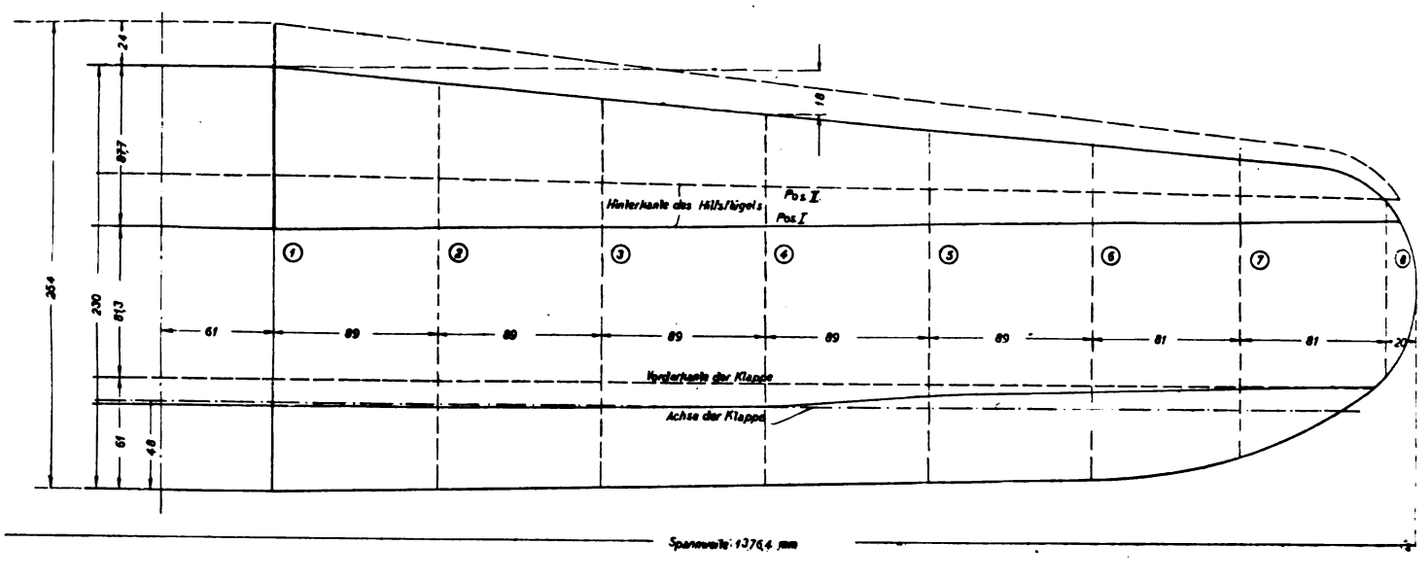


Abb. 1.

beträgt die durch die gemeinsame Wirkung von Vorderschlitz und Klappe erzielte Auftriebserhöhung ungefähr 95 vH[1]). Dem entspricht eine Verminderung der Landegeschwindigkeit von ungefähr 30 vH In dem Diagramm Abb. 5 und 6 sind die Momentenkurven aufgetragen worden. In das Diagramm 6 ist die Momentenkurve in der günstigsten Normalflugstellung ($\delta = -5^0$) zu Vergleichszwecken mit aufgenommen worden. Zieht man in diesem Diagramm die Gerade b, so erkennt man, daß die Lage des Druckmittelpunktes in der Landestellung identisch ist mit der Stelle bei geschlossenem Schlitz und bei $c_a = 0{,}75$. Faßt man die Druckmittelpunktslage in der Normalstellung bei $c_a = 1{,}00$ ins Auge, so liefert der Schnittpunkt der Geraden a mit der Horizontalen durch $c_a = 1{,}00$ die größtmögliche Rücklage des Druckmittelpunktes beim Übergang zur Landestellung und bei gleicher Neigung der Flugzeugachse. Der Unterschied für beide Hilfsflügelstellungen beträgt nur etwa 6 vH Dieses Ergebnis sagt praktisch aus, daß das Flugzeug beim Übergang aus der Normalstellung und einem Anstellwinkel von etwa 5° zur Landestellung keine bemerkenswerte Veränderung der Trimmung erfährt, so daß die bei der ersten Form von Spaltflügeln mit drehbaren Hilfsflügeln erforderliche Nachstellung der Dämpfungsflosse wegfallen kann.

[1]) Der auf Grund der oben angegebenen Festlegung bestimmte Anstellwinkel des Flügels betrug im Falle des größten Auftriebs $\alpha = 20{,}4^0$.

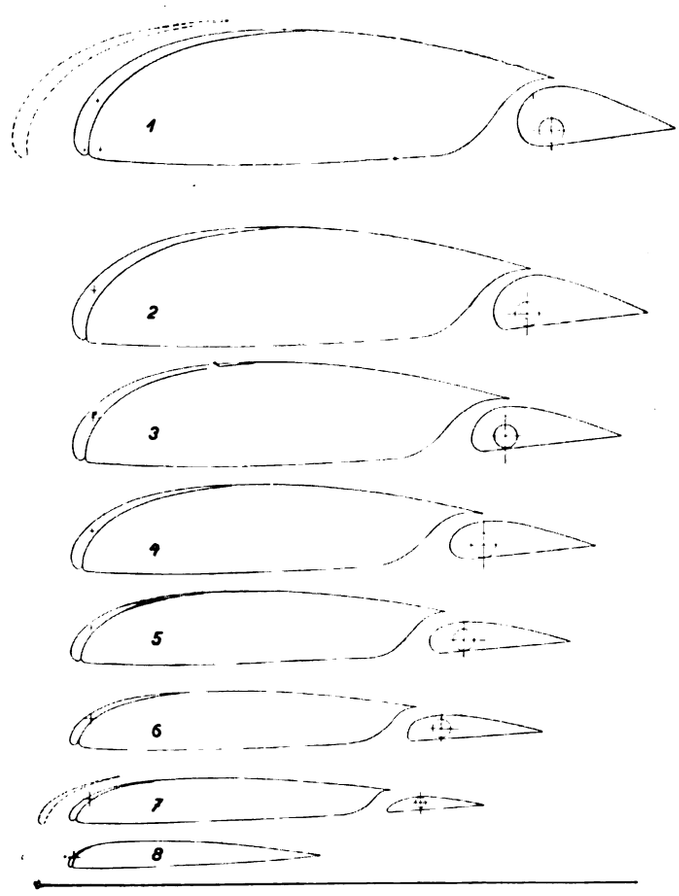


Abb. 2.

2. Messungen der Grenzschichtdicke an einem gewöhnlichen und einem entsprechenden unterteilten Tragflügel.

Die Auftriebsgrenze ist bei Tragflügeln durch das sogenannte »Abreißen« der Strömung auf der Saugseite des Profils beim Überschreiten eines gewissen kritischen Anstellwinkels bestimmt. Dieser Winkel liegt bei gewöhnlichen Flügeln zwischen 15 und 18°. Es liegt nahe, den Vorgang des Abreißens mit der Verdickung der Grenzschicht auf dem Rücken des Profils in Verbindung zu bringen. Unter Grenzschicht ist hierbei nach dem von Prandtl[1]) eingeführten Begriff

[1]) L. Prandtl, Verh. d. III. intern. Math. Kongreß, Heidelberg 1904.

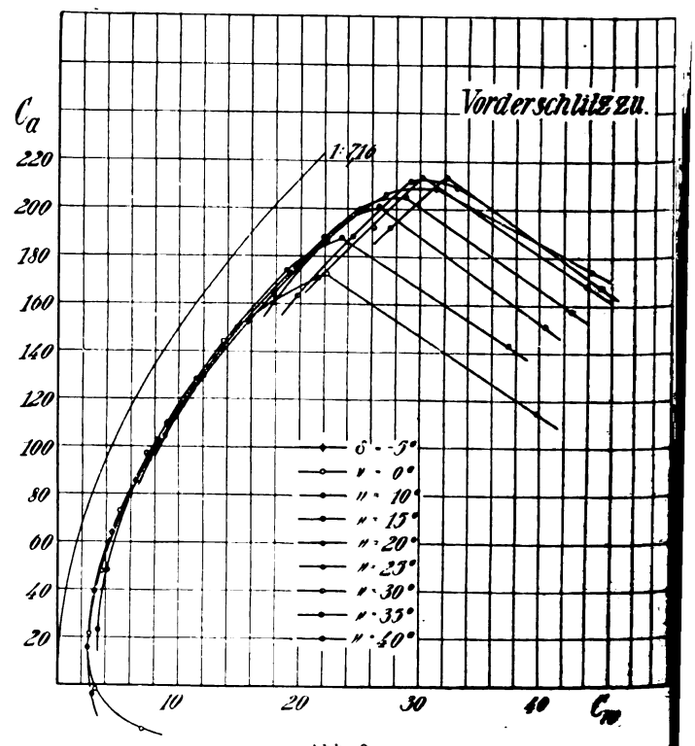


Abb. 3.

Digitized by Google

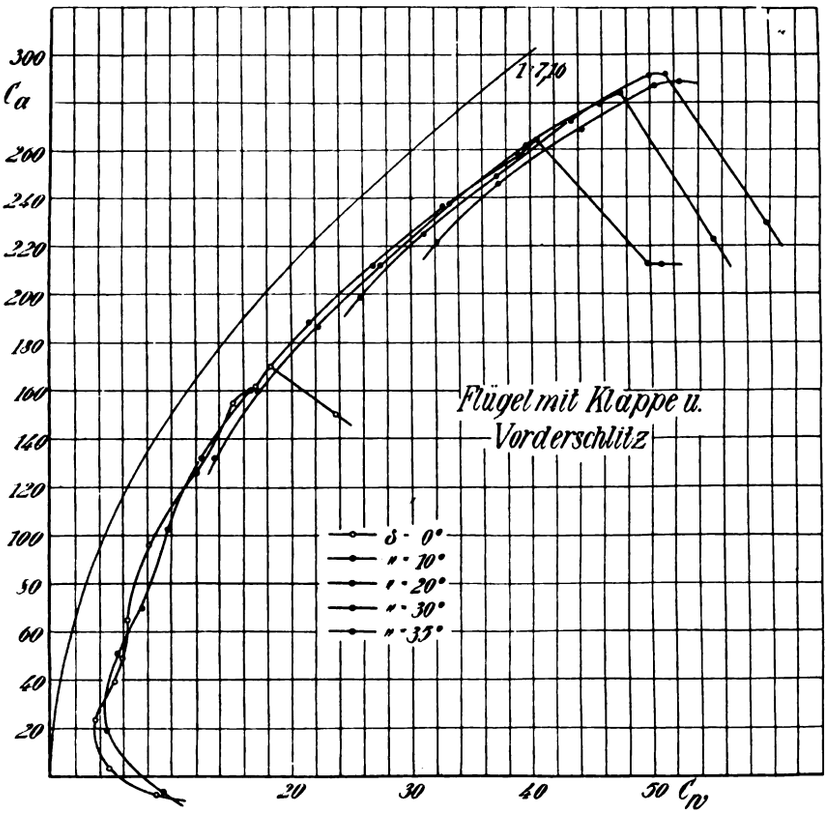


Abb. 4.

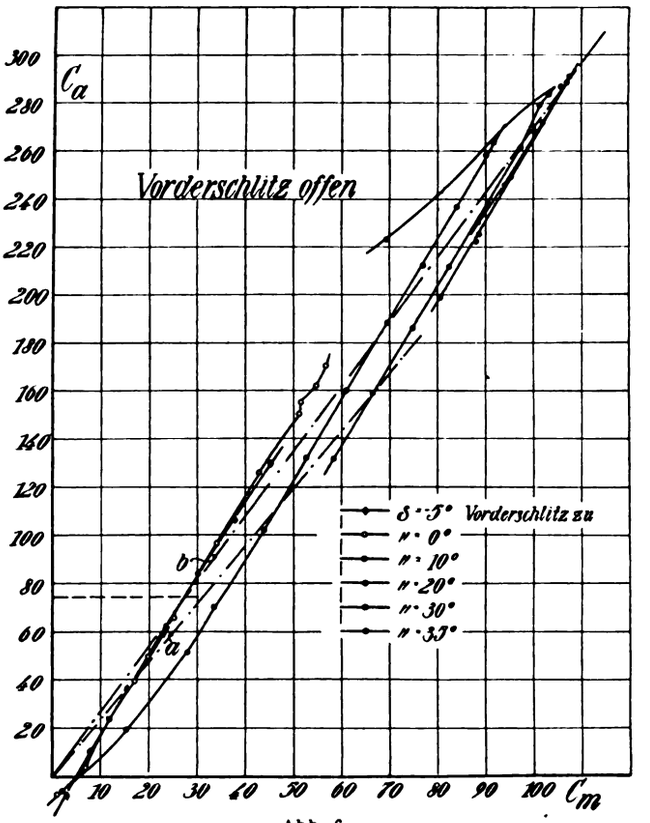


Abb. 6.

ein Gebiet zu verstehen, innerhalb dessen die Strömungsgeschwindigkeit durch die Reibung gebremst wird.

Die Verzögerung des Abreißens beim Spaltflügel kann nun dadurch erklärt werden, daß durch den Spalt eine Hilfsströmung auf die Rückseite des Profils geleitet wird, die die Grenzschichtbeförderung beschleunigt und die Ausbildung von Totlufträumen verzögert. Diese Erkenntnis legte es nahe, die Wirkung des Spaltflügels durch ähnlich wirkende mechanische Vorrichtungen, sei es z. B. durch Düsen in Verbindung mit einem Gebläse oder durch Saugkanäle in Verbindung mit dem Motor oder einer besonderen Pumpe zum Absaugen der Grenzschicht zu ersetzen. Um das Verhalten der Grenzschicht bei einem gewöhnlichen und einem unterteilten Profil kennen zu lernen und um einen Anhalt über die Größenordnung der an Tragflügeln entstehenden Grenzschichtdicke und -menge zu gewinnen, wurden im Juni 1923 die nachstehenden Versuche ausgeführt:

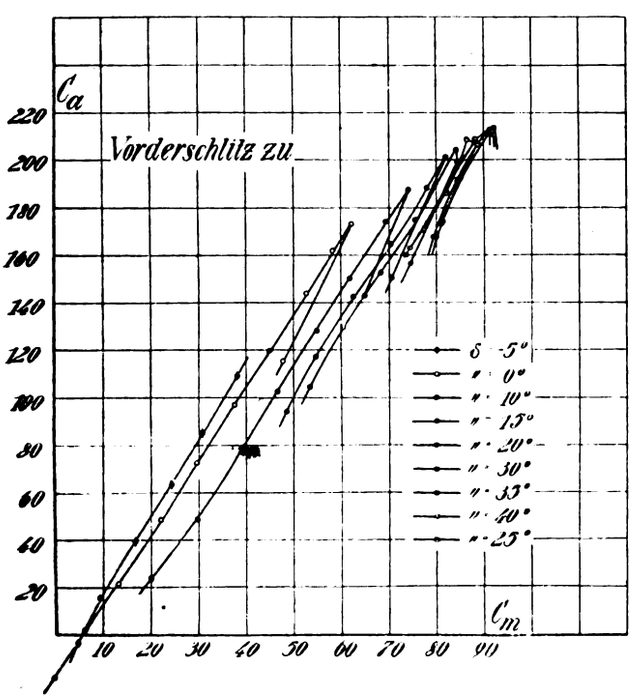


Abb. 5.

a) Versuchsanordnung.

Die Messungen wurden am Profil 0/100 mit und ohne Anbringung eines Vorderschlitzes vorgenommen. Der Flügel besaß eine Flächentiefe von 60 cm, eine Spannweite von 150 cm, und war zur Erzielung einer ebenen Strömung zwischen zwei parallelen Wänden angeordnet. Eine nähere Beschreibung des Modells findet sich im vorhergehenden Aufsatz (Heft 10).

Die Druckmessung erfolgte mit Hilfe einer Einrichtung, deren Konstruktion aus Abb. 7 ersichtlich ist. In den Tragflügel waren

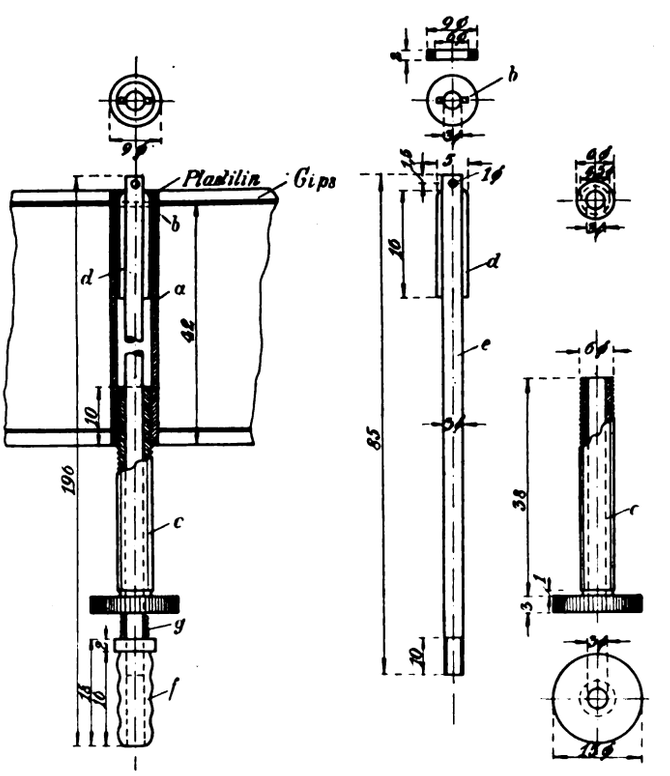


Abb. 7.

Digitized by Google

an 4 Meßpunkten Messingröhrchen *a* eingelötet, die an ihrem unteren Ende mit Gewinde versehen waren. An ihrem oberen Ende befand sich ein Deckel *b*, der eine geschlitzte Bohrung besaß. Der Abstand der vier Meßpunkte, von der Vorderkante des Hilfsflügels bzw. von der Vorderkante des gewöhnlichen Profils aus gerechnet, ist in der nachfolgenden Zahlentafel in Bruchteilen der Sehne zusammengestellt.

Meßpunkt-Nr.	Abstand von der Vorderkante t = Sehne
I	0,303 t
II	0,453 t
III	0,603 t
IV	0,753 t

In das Röhrchen *a* konnte die Verstellschraube *c* eingeschraubt werden. Durch diese wurde das eigentliche Meßröhrchen *e* hindurchgesteckt. Es ruhte mit Hilfe der beiden Ansätze *d* auf der Verstellschraube *c* und konnte durch Drehung der Verstellschraube über die Saugseite des Flügels herausbewegt werden. Die beiden in dem Schlitz des Deckels *b* geführten Ansätze *d* sorgten dafür, daß die im oberen Ende des Meßröhrchens angebrachte Bohrung von 1 mm Durchm. stets genau senkrecht zur Windrichtung stand. Eine gleiche Bohrung befand sich im oberen durch einen Deckel verschlossenen Ende des Meßröhrchens *e*. Diese Bohrung diente zur Messung des statischen Unterdruckes und wurde beim Messen der Drücke in der Grenzschicht mit Plastilin verschlossen.

Am unteren Ende des Röhrchens befand sich ein abschraubbarer Ansatz *f*, an welchem der zum Druckmesser führende Gummischlauch angeschlossen wurde. Die Feder *g* verhütete dabei, daß das Meßröhrchen aus dem Flügel herausfiel, da die Saugseite des Flügels bei der Messung nach unten zeigte.

Es sei ausdrücklich hervorgehoben, daß sich der Verfasser bewußt ist, daß diese etwas primitive Vorrichtung nicht vollkommen einwandfrei ist, und daß die damit erzielten Messungsergebnisse keinen Anspruch auf äußerste physikalische Exaktheit machen, wie etwa die Versuche von Riabouchinsky[1]) und von Stanton[2]) oder die Messungen von Burgers[3]) an polierten Glasplatten mit Hilfe hochempfindlicher Hitzdrahtinstrumente. Die beschriebene Methode sollte, wie gesagt, lediglich für spätere Versuche einen ungefähren Anhalt über die zu erwartende Größenordnung der Grenzschichtdicke geben. Es ist wahrscheinlich, daß durch das Meßröhrchen eine Stauung der Strömung und dadurch eine gleichmäßige Fälschung der Messungsergebnisse entstand. Beim Vergleich beider Flügel fällt dieser Fehler jedoch von selbst heraus. Im übrigen mußten diese Versuche im Hinblick auf die außerordentlich hohen Versuchskosten so weit als möglich eingeschränkt und vereinfacht werden. (Fortsetzung folgt.)

Bücherbesprechung.

Die Entwicklung der Chemie zur Wissenschaft. Heft 9 der Sammlung »Der Werdegang der Entdeckungen und Erfindungen«, München und Berlin 1922, R. Oldenbourg.

Unter Berücksichtigung der Sammlungen des Deutschen Museums und ähnlicher wissenschaftlich-technischer Anstalten gibt Dr. Dannemann, wissenschaftlicher Mitarbeiter des Deutschen Museums, eine Reihe von Schriften heraus, die einem weiteren als dem engen Kreis der Fachgenossen Einblick in die wissenschaftlich-technischen Wissensgebiete geben sollen, die ihm mehr oder weniger fremd sind. Diese in zwangloser Folge erscheinenden Hefte bilden eine wertvolle Ergänzung zu den durch Oskar von Miller in jahrelanger mühevoller Arbeit zusammengetragenen Schätzen des Deutschen Museums in München, an denen kein technisch Interessierter bei einem noch so kurzen Aufenthalt in München vorbeigehen wird. Den Lesern dieser Zeitschrift ist Exzellenz von Miller kein Unbekannter; ferner hat er erst vor kurzem gelegentlich der Tagung des Vereins Deutscher Ingenieure in Hannover, einer Tagung, die speziell der Luftfahrt galt, den ersten Hauptvortrag gehalten über „Probleme des Luftverkehrs«, in dem dieser an der Schwelle des Greisenalters stehende Mann in seiner bekannten jugendlichen Begeisterung sich mit seiner ganzen Persönlichkeit einsetzte für den Ausbau eines Weltluftverkehrs und besonders die im Verhältnis zu anderen Ländern allseitig hervorragenden deutschen Leistungen hervorhob.

Heft 9 der Sammlung befaßt sich mit der Entwicklung der Chemie zur Wissenschaft. Diese Entwicklung ist ein Zeichen dafür, wie überhaupt sich der Begriff der »Wissenschaft« erst allmählich herausgebildet hat. Heute ist es für uns selbstverständlich, daß wissenschaftliche Leistungen und Erfolge nur möglich sind unter aufmerksamer Beobachtung exakt erfolgender und durchgeführter Methodik unter stufenweisem, lückenlosem Aufbau auf Experimenten und Erfahrungen, unter bewußter Ausschaltung utopischer Hypothesen, unter Befolgung jedoch wohl durchdachter Theorien, die als Arbeitsrichtschnur uns zum Leitstern dienen, an die wir uns jedoch nie sklavisch anheften dürfen, sondern die wir rückhaltlos über Bord werfen müssen, sobald uns Experiment oder Erfahrung lehrt, daß wir bei unserer Wanderung durch den Urwald noch unerforschter Naturerscheinungen vom Ziele abgekommen sind.

Ähnlich, wie die Anfänge der Luftfahrt in Frankreich zu Hause sind, zeigt uns der Verfasser, daß auch die Chemie, wenn man von ihrer Uranwendung in Ägypten absieht, in Frankreich insofern zu Hause ist, als es französische Forscher waren, die zuerst sich nach wissenschaftlichen Gesichtspunkten mit der Chemie befaßt haben. Er führt an Hand anschaulicher Bilder durch die Irrwege mittelalterlicher Alchemie und Iatrochemie. Im Mittelalter war es hauptsächlich der faustische Paracelsus, der die Chemie der Gifte und Medikamente studierte. Seinen Schüler van Helmont schildert der Verfasser als den Begründer der Chemie der Gase, und noch heute fußt die Luftfahrt auf den seinerzeit schon von Helmont begründeten Anschauungen von dem Wesen der Gase. Auch das Wort »Gas« ist von Helmont im Anklang an das Wort Chaos gewählt zum Zeichen dafür, daß ein Gas keinen bestimmten richtenden Kräften gehorcht, wie dies bei festen und flüssigen Körpern der Fall ist. Durch das Mittelalter hindurch und noch bis in den Anfang des vorigen Jahrhunderts wogte der Kampf um die Phlogiston-Theorie, d. h. die Anschauung vom Wesen des Sauerstoffs und der Verbrennung überhaupt. Obgleich die Theorie falsch war, hat sie nicht nur eine Reihe wichtiger chemischer Vorgänge unter einen einheitlichen Gesichtspunkt gebracht, es sind auch an Hand dieser Theorie große Fortschritte und Entdeckungen gemacht worden, denn für die Luftfahrt kommt ja der Motor als einzigstes Antriebsmittel in Frage, und erst die vollkommene heutige Beherrschung der Verbrennungserscheinungen hat uns den Motor heutiger Leistungsfähigkeit gebracht. Zu der Beherrschung solcher Vorgänge gehört aber nicht nur das Studium ihres Wesens als solchen, sondern auch die quantitative, rechnerisch durchführbare Beherrschung jedes Einzelvorganges, und da war es der Franzose Lavoisier — der schon mit 21 Jahren eine Preisaufgabe der französischen Akademie löste —, der die Verwendung der Wage und anderer Meßgeräte in die Chemie einführte. Zu den höchsten Ehren gelangt, wurde er von dem Schreckenstribunal der französischen Revolution hingerichtet, und der Gerichtspräsident antwortete auf die verzweiflungsvollen Versuche seiner Verteidiger, diesen berühmten Gelehrten zu retten, »wir haben keine Gelehrten mehr nötig«. Zu welchen Folgen eine solche verhängnisvolle Ansicht führt, sehen wir in unserem eigenen Zeitalter an Rußland.

Auch Lavoisier hat sich noch viel mit den Erscheinungen der Gase befaßt und ist der eigentliche Vater der heutigen modernen Chemie, da er den gesamten Bestand der mittelalterlichen Chemie, der bis zu seiner Zeit kritiklos übernommen worden war, einer eingehenden Durchsicht unterzogen hat. Seine Nachfolger konnten daher auf dem festen Untergrunde einwandfrei geprüfter Tatsachen aufbauen und haben die Grundlage zu der Entwicklung gegeben, die die Chemie im 19. Jahrhundert genommen hat, und unter denen Klaproth, Dalton, Berzelius, Davy und Gay-Lussac in erster Linie zu nennen sind. Speziell Gay-Lussac beschäftigte sich vor allem mit den Gasen und erlangte zuerst eine gewisse Berühmtheit durch seine kühnen Luftfahrten. Gerade damals war es ja dem Menschen erst möglich geworden, sich, wenn auch noch mit dem unvollkommenen damaligen Heißluftballon in die Luft zu erheben, und es ist besonders bemerkenswert, daß dieser Pariser Professor der Chemie dieses damals modernste Hilfsmittel in den Dienst seiner chemischen und physikalischen Beobachtungen des Luftmeeres stellte.

Hatten die erwähnten Forscher die Grundlage der heutigen Chemie in ihrer Aufklärung der einfachsten Reaktion des Elementes, des Atoms und des Moleküls gelegt, so konnten die nachfolgenden Forscher Wöhler und Liebig auf diesem heute noch unverrückbar bestehenden Gerüst aufbauen und sind als die eigentlichen Väter der heutigen Chemie als Wissenschaft zu bezeichnen, denn schon damals ging die Führung vom Ausland ohne Zweifel an Deutschland über.

Auf einer kurzen Spanne von zwei Bogen läßt der Verfasser ein in lebhaften Farben gezeichnetes Bild der Chemie in ihrer Entwicklung zur Wissenschaft an uns vorbeistreichen, und wenn er auch gewisse Gebiete, wie die physiologische und die Biochemie, die sehr

[1]) Riabouchinsky, Étude experimentale sur le frottement de l'air. Bull. Inst. Aérod. de Koutchino 1914.

[2]) T. E. Stanton, Proc. Roy. Soc. London A 97, 1920.

[3]) J. M. Burgers und B. G. van der Hegge Zijnen. Verhandelingen der Koninklijke Akademie van Wetenschappen te Amsterdam, 1924.

Digitized by Google

große Erfolge in der neueren Zeit in Verbindung mit anderen Wissenschaften gehabt haben, unerwähnt läßt, so mag das an der Kürze des ihm zur Verfügung stehenden Raumes liegen. Aus dem gleichen Grunde wird er auch die Metallchemie unerwähnt gelassen haben, die allerdings gerade für die Luftfahrt in ihrer Anwendung auf die leichten Legierungen von Interesse sein würde.

Jeder, der sich mit Luftfahrt befaßt, wird in den fesselnd und anregend geschriebenen Ausführungen manches finden, was ihm häufig vor Augen tritt, über dessen Urzusammenhang er sich aber vielleicht nicht ganz klar ist. Dr. R. Lepsius.

Verslagen en Verhandelingen van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam. Deel II.-1923. Die vorliegende zweite Mitteilung (die erste ist besprochen ZFM 1922, S. 347) der Marineversuchsanstalt in Amsterdam enthält Berichte über 6 Untersuchungen, die wiederum sehr beachtenswert sind. Von den ersten beiden (Bericht A 51 und A 29) ist bereits eine kurze Inhaltsangabe in diesem Jahrgang der ZFM erschienen, so daß es sich erübrigt, darauf nochmals einzugehen.

Bericht V 20: Schwimmversuche, ausgeführt an einem Modell des Fokker F III Verkehrsflugzeuges. Es ist schon mehrmals vorgekommen, daß ein Landflugzeug gezwungen wurde, auf das Wasser niederzugehen. Wenn das ohne große Beschädigung geschieht, so ist eine Rettung der Insassen und ev. auch des Flugzeuges möglich, wenn die Flügel genügend Schwimmfähigkeit aufweisen. An einem Flügelmodell des Fokk F III wurden Auftrieb und Stabilität des auf dem Wasser schwimmenden Modells untersucht. Der Auftrieb erwies sich als ein mehrfaches des Flugzeuggewichtes.

Bericht A 64: Widerstandsmessung von Flugzeugrädern und Kühlern. Untersucht wurden 4 Flugzeugräder und 2 Lamblinkühler im Original. Die Räder hatten verschiedene Speichen- und Nabenverkleidungen; zum Vergleich wurde auch ein unverkleidetes Rad gemessen, dessen Widerstand rd. dreimal größer war. Der Lamblinkühler Nr. 2 (für Napier Lion 450 PS bestimmt) ist im Widerstand gleichwertig einer ebenen Fläche von 0,08 m². Bei Abdeckung des Kühlers sinkt der Widerstand merkwürdigerweise recht stark. (Widerstandsfläche 0,054 m².).

Bericht A 42: Enthält Messungen, die bei 2 Geschwindigkeitsmessern den Einfluß einer Abweichung aus der richtigen Lage gegen den Luftstrom angeben (Morell.Schalenkreuz und Schraubenanemometer von Horn). Die Untersuchung ist auch für den praktischen Flugzeugbauer von Wichtigkeit, denn auch heute noch wird bei der Anbringung von Schnelligkeitsmessern viel gesündigt. Die Anzeigefehler werden merklich bei Neigungen von 10 bis 20°. Solche Neigungen können immerhin in Betracht kommen, wenn die Instrumente in der Nähe der Vorderkante des Flügels, wo die Strömung stark gekrümmt ist, angebracht sind. Dieser Platz ist überhaupt der denkbar ungünstigste, da die Stromgeschwindigkeit stark vom Anstellwinkel abhängt, so daß unter Umständen ganz fürchterliche Geschwindigkeiten beim Steigen abgelesen werden.

Der letzte Bericht A 48: behandelt ein zurzeit sehr aktuelles Thema: Die Schwingungen von Flügeln. Bei dem Eindecker von Berkel wurden im Fluge heftige Schwingungen beobachtet. Es wurde vermutet, daß eine Koppelung von Tragflächen- und Querruderschwingungen vorliegt. Durch theoretische und experimentelle Untersuchungen konnten die Herren v. Baumhauer und Koning diese Vermutung bestätigen. Aus Gründen der Vereinfachung der Rechnung wurde angenommen, daß die Elastizität des Flügels auf die Einspannstelle konzentriert ist. Im übrigen gehen die Verfasser nach der Methode der kleinen Schwingungen vor. Die Koeffizienten der Bewegungsgleichungen werden experimentell bestimmt und daraus nach dem Kriterium von Routh die Stabilität bez. Labilität ermittelt. Für kleine Schwingungen wurde eine gute Übereinstimmung zwischen Theorie und Experiment erhalten. Aus der Rechnung ergab sich ferner eine klare Anweisung, wie man die Schwingungen beseitigen kann: Der Schwerpunkt des Querruders mußte näher an die Ruderachse gelegt werden.

J. Ackeret.

Die Neuordnung des preußischen höheren Schulwesens. Denkschrift des Preuß. Minist. f. Wissensch., Kunst und Volksbildung.

Die Denkschrift unterscheidet sich nach Form und Inhalt recht wesentlich von früheren Kundgebungen solcher Art aus den preußischen Unterrichtsministerien. An Stelle sprichwörtlicher Nüchternheit solcher Erlässe ist hier ein Opus von erheblicher rhetorischer Aufmachung, ja stellenweise von fast dichterischem Schwung getreten. Es muß allerdings auch gegenüber vielen zu weit gehenden absprechenden Kritiken anerkannt werden, daß für die Grundlage unseres deutschen Geistesleben und für den Wert deutscher Kulturerziehung warme Worte gefunden wurden, die ein besseres Verständnis für die Imponderabilien deutschen Geistes und deutscher Geschichte erkennen lassen, als es früher höhere staatliche Stellen besaßen. Leider aber verfällt man nun in den entgegengesetzten Fehler, darüber die »Ponderabilien«, wenn ich einmal im Gegensatz dazu mich so ausdrücken darf, viel zu sehr zu vernachlässigen und die wichtigsten Disziplinen einseitig bei den verschiedenen Schularten zu beschneiden. Dadurch schafft man allseits eine Bildungshalbheit, die niemand zur Freude gereicht. Der an sich berechtigte Wunsch zur Verringerung der wöchentlichen Stundenzahl wird einfach dadurch erfüllt, daß an humanistischen und Realgymnasien der mathematisch-naturwissenschaftliche, an der Oberrealschule der neusprachliche Unterricht sehr erheblich gekürzt wird. Abgesehen davon, daß die Gegensätze zwischen den einzelnen Bildungsanstalten und damit auch zwischen den durch sie gebildeten Menschen noch verschärft werden, sind davon auch die bedenklichsten Folgen für das künftige Studium zu befürchten, das in keiner Weise durch die neuen Anstalten genügend vorbereitet wird. Besonders schwerwiegend sind diese Folgen für den künftigen Ingenieur. Wenn jetzt schon über die mangelnde Sicherheit und Gründlichkeit in der mathematischen Vorbildung geklagt wird, so würde man nach der neuen Schulordnung von den Abiturienten eines Gymnasiums oder Realgymnasiums fordern müssen, daß sie noch mindestens ein Semester vorbereitende Kurse durchmachen. Das Studium des jungen Menschen, das nun schon durch die vierjährige Grundschule gegen früher verlängert war, würde sich dadurch noch weiter hinausdehnen. Es genügt wohl dieser Hinweis in der heutigen Zeit schwerer wirtschaftlicher Sorgen, um die Mängel der Schulordnung nur auf einem so wichtigen Gebiete zu kennzeichnen. Denn die andere sich ergebende Möglichkeit, daß eben nur Abiturienten der Oberrealschule technische Studien ergreifen sollen, wird wohl im Ernst niemand als wünschenswert hinstellen wollen. Aus dem sachlichen Inhalt der Denkschrift ist die Kennzeichnung der einzelnen Schularten hervorzuheben, die nach den neuen Grundsätzen erfolgte. Man findet da manches treffliche Wort, aber auch gelegentliche recht bedenkliche Ansichten, die sich zu noch bedenklicheren Forderungen an die einzelnen Schulen verdichten. Auf Einzelheiten der Denkschrift, die, wie schon gesagt (und das soll nicht bestritten werden), auch gelegentlich gute Gedanken enthält und als Vorschläge (nicht aber als fertige »Befehle«) manches Beachtenswerte bringen würde, kann hier nicht eingegangen werden. Es wäre aber zu wünschen, daß sie sobald als möglich durch eine den Forderungen des praktischen Lebens und der heutigen Zeit mehr angepaßte ersetzt würde, die auch nicht in der durchaus unangebrachten Form eines fertigen Diktats der deutschen Schulwelt aufgezwungen wird. A. Pröll.

Selbstkosten und Erfolg in Buchhaltung, Nachrechnung und Vorrechnung. Von Herbert Peiser. Herausgegeben 1924 vom Ausschuß für wirtschaftliche Fertigung. 56 Seiten.

Das Büchlein enthält sehr klar und knapp zusammengefaßt alles Wissenswerte auf den angeführten Gebieten.

Die verschiedenen Wege der Selbstkostenberechnung bei Massen-, Serien- und Einzelfabrikation sind scharf auseinandergehalten. Im Kapitel Hauptbuchhaltung sind den einzelnen Konten ausführliche Besprechungen gewidmet, und in einigen hübschen graphischen Darstellungen wird die aus der Hauptbuchhaltung monatlich zu gewinnende Übersicht veranschaulicht. Die wichtigsten Ziele der Nachrechnung: die lückenlose Sammlung der Fertigungskosten, die Gegenüberstellung der Selbstkosten mit dem Erlöse und die Ermittlung des Standes der Fertigung sind ausführlich beschrieben. Der Zusammenhang zwischen Hauptbuchhaltung und Betriebsrechnung wird in gut gegliederten Tabellen vor Augen geführt.

Die Bedeutung der Vorrechnung als Grundlage für die Betriebsüberwachung und das Angebotswesen ist sehr gut dargestellt, ebenso die Notwendigkeit des Vergleiches von Vor- und Nachrechnung. Ein weiterer Ausbau dieser wertvollen Gegenüberstellungen, besonders durch graphische Methoden, kann es in Zukunft ermöglichen, nach dem durch eine exakte Nachrechnung ermittelten Stand der Fertigung und nach dem durch eine gute Vorrechnung festgelegten Arbeitsbedarf für jeden einzelnen Auftrag (Stückzeiten) Dispositionspläne auszuarbeiten, welche die Arbeitseinteilung für das ganze Werk auf längere Zeit hinaus ermöglichen. Solche Arbeitspläne bilden die genauesten und zuverlässigsten Unterlagen für die Entscheidungen einer Werksleitung.

Überhaupt wurde von dem Verfasser der größte Nachdruck auf die Einheitlichkeit des gesamten Rechnungswesens gelegt unter gleichzeitiger Hervorhebung des Eigenlebens der verschiedenen Gebiete und der absoluten Notwendigkeit, keinem auf Kosten des andern Gewalt anzutun; Punkte, an deren Nichtbeachtung schon manches Unternehmen scheiterte.

Das Schriftchen kann jedem, der an wirtschaftlicher Betriebsführung interessiert ist, empfohlen werden. Leyensetter.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [08] und laufende Nummer [01 usw.].)

Bodenorganisation. Ablauf- und Landevorrichtung für den Luftverkehr mit den Verkehrszentren nach Gibbons, Brooklyn, ist eine große, neigbare und gegen den Wind drehbare Holztafel mit elektrischem Antrieb, vermindert die Gefahr des Überschlagens durch ihre Neigung, vermehrt die Bodenreibung durch Wegsaugen des »Luftpolsters« unter den Flügeln unmittelbar nach dem Aufsetzen (durch die Platte hindurch) und durch einstellbar quergespannte federnd gelagerte Drähte, leitet das landende Flugzeug durch längsgespannte Drähte und fängt es am oberen Plattenrande in Schutznetzen, Puffern usw. auf. — The Gibbons Landing and Launching Device; Aviation **16**, Nr. 12 vom 24. März 1924, S. 308 bis 309 (2 Sp.). *E.* 40801.

Flugzeuge. Ehrlich V, ein neues Verkehrsflugzeug der Zentral-Aviatik- und Automobil-Gesellschaft, für Sonderflüge oder wenig beflogene Strecken, trägt Führer und 2 Reisende in kleiner Kabine. Anscheinend Mischbau mit Sperrholzrumpf. Dünne Flügelschnitte, beiderseits ein tiefer I-Stiel, keine V- und Pfeilform, aber stark gestaffelt; »trotzdem wohl schwanzlastig«, weil die 3 Insassen hinter dem Oberflügel.

Motor: stehender 6-Zylinder Hiero; der De Havilland 50 hat mit 5 Mann durch 230 PS-Siddeley-Puma größere Geschwindigkeit.

Leistung	180/200	PS
Länge	6,7	m
Spannweite	10,0	m
Höhe	3,1	m
Flügelfläche	31	m²
Leergewicht	0,85	t
Nutzlast	0,40	t
Fluggewicht	1,25	t
Flächenbelastung	40,3	kg/m²
Leistungsbelastung	6,2	kg/PS
Flächenleistung	6,5	PS/m²
Flugdauer	2	h
Geschwindigkeit	160	km/h.

— Flight **16**, Nr. 803 (20) vom 15. Mai 1924, S. 277 (1½ Sp., 3 Zeichn. d. Flugzeuges, Zahlenangaben). *E.* 40802.

Flugzeuge. Hanriot-1½-Decker H-D-26. 1 Ganzmetall-Jagdeinsitzer; Flügel für gute Sicht; seit dem ersten Auftreten auf der Pariser Luftfahrt-Ausstellung 1922 ist vor allem Flügelanordnung geändert. Halbfreitragend, dicker Oberflügel (Göttingen 430?) aus 2 Teilen, an Rumpfoberholmen befestigt. 2 rechteckige Duralumintragholme, 1 Kreisrohrhilfsholm zum Anbringen der Querruder. Früher war ein Tragholm und noch ein Hilfsholm an der Vorderkante vorhanden. Auch Rippen geändert, Holz mit Beschlägen.

Kleiner Unterflügel zweiteilig an unteren Rumpfholmen befestigt; 1 rechteckiger Hauptholm, je ein Rohr an Vorderkante und nahe der Hinterkante. Drahtverspannung fehlt jetzt gänzlich. Je eine schräge Strebe von der Fahrgestellachse durch Unterflügel zum Oberflügel. Leitwerk aus Duralumin, Höhen- und Seitenruder unausgeglichen. Rumpf aus 4 Längsholmen mit Duralumin-U-Profil, durch andere U-Profile längs und quer versteift. Leichte U-Spanten und -Stringer geben Stromlinienform.

Die beiden V des Fahrgestells an Motorlagerung und Rumpfunterholmen befestigt. Achse tragflügelartig verkleidet. Motor Salmson—Z—9.

Leistung	260	PS
Spannweite	9	m
Länge	7	m
Flügelfläche	18	m²
Fluggewicht	1,15	t
Flächenbelastung	60,5	kg/m²
Leistungsbelastung	4,42	kg/PS
Flächenleistung	14,4	PS/m².

— The Hanriot H-D-26 »Sesquiplane«; Flight **16**, Nr. 800 (17) vom 24. April 1924, S. 237 (2 Sp., 1 Lichtb. des Flugzeuges, 5 Skizz. der Unterflügel- und Rumpfbauweise). *E.* 40803.

Flugzeuge. Fiat-Doppeldecker: »CR« ist auf Schnelligkeit, Steuerbarkeit und gute Sicht gebaut. Unterflügel spannt weiter; Staffelung 15°. Beide Flügel zweiteilig, obere am Mittelstück (mit Benzinbehälter), untere an den Rumpfunterholmen angelenkt. Querruder nur unten, unausgeglichen am Hinterholm. Diagonalverstrebung mit je 3 Paar ovalen Stielen und 2 N-Stielen am Rumpf, alles Stahlrohr. Drahtverspannung nur als äußere Tiefenkreuze. Dreieckige Höhenflossen liegen hoch; alle Ruder unausgeglichen.

Rumpf »Kombination aus Metall- und Holzbau«; rechteckiger Querschnitt, oben gerundet, hinten senkrechte Schneide. Führersitz unter Flügelhinterkante, mit Kopfabfluß, Motor in Aluminiumverkleidung. Fahrgestell aus 3 V-Streben.

»RS« ist ähnlich, aber größer.

Vom »BR« gibt es außer der normalen Bauart für das italienische Heer eine etwas größere für große Flugweiten. Ausgezeichnet durch hohe Geschwindigkeit, gutes Steigen und Tragfähigkeit Wabenkühler im Bug. Doppeldeckeranordnung entspricht mehr dem üblichen: Oberflügel spannt weiter; aber gleichfalls diagonal verstrebt. Querruderoberflügel ausgeglichen durch darüberliegende Hilfsruder.

Gitterrumpf mit Spruce-Holmen und Drahtverspannung. Führer sitzt hinter Oberflügel, Beobachter gleich dahinter. Doppelsteuerung. Benzinbehälter beim Schwerpunkt, Hilfsbehälter im Oberflügel.

Fiat	Maß	Muster CR	RS	BR
Sitze	—	1	2	2
Zweck	—	Kampf	taktische Aufklärg.	Tages-Bomben
Motor	—	Hispano-Suiza 42	Hispano-Suiza 42	Fiat A 14
Leistung	PS	300	300	700
MG	—	2 feste	1 fest, 1 Ring	Bomben-ausrüstg.
V-Form oben	—	0°	?	0°
» unten	—	2½°	?	?
Spannweite oben	m	7,3	9,2	15,5
» unten	m	8,9	11,2	14,4
Länge	m	6,1	7,5	10,2
Höhe	m	2,35	2,85	3,83
Flügeltiefe	m	1,52	1,83	2,35
Flügelfläche	m²	23,0	36,0	69,0
Leergewicht	t	0,780	1,00	2,30
Fluggewicht	t	1,115	1,60	3,30
Nutzlast	t	0,335	0,60	1,00
Benzin	kg	150	235	375
Öl	kg	20	35	80
Insassen u. Instrumente	kg	85	160	150
Waffen	kg	60	84	} 395
Bildkammer, FT usw.	kg	20	86	
Flächenbelastung	kg/m²	48,6	44,4	33,3
Leistungsbelastung	kg/PS	3,72	5,33	3.29
Flächenleistung	PS/m²	13,1	8,3	10.1
Lastvielfaches	—	12,5	10	9
Geschw. am Boden	km/h	280	240	260
Geschw. in 2 km Höhe	km/h	175	230	245
Steigt in	min	15	21	21
auf	km	5	4	4
Gipfelhöhe	km	7,6	5,7	6.0
Flugdauer	h	2,5	3,5	3,5

— Flight **16**, Nr. 803 (20) vom 15. Mai 1924, S. 273 bis 274 (4 Sp., 2 Lichtb. des »CR«, je 3 Risse der 3 Bauarten, 3 Zahlentaf.). *E.* 40804.

Motoren. 400 PS-Lorraine-Dietrich, der den Flug von Paris nach Hanoi (14000 km in 20 Tagen) von Peletier d'Oisy auf Breguet

Digitized by Google

XIX-A 2-1½-Decker ermöglichte, ist wassergekühlt; 2 Blöcke von je 6 Zylindern unter 60°-V. Zylinderguß in Paaren mit gemeinsamem Wassermantel, auf Aluminiumkurbelgehäuse geflanscht. Ventile in den Köpfen, durch Schwinghebel von obenliegenden Steuerwellen betätigt, die je durch zwei Kegelräderpaare und Zwischenwelle am Hinterende angetrieben werden und eingekapselt sind.

Kurbelwelle sechsfach gekröpft. Schraubenende konisch. Schubstangen gleichachsig angelenkt mit breiter Lagerfläche. Kurbelgehäuse-Unterteil bildet Ölsumpf und enthält Kapsel-Schmierpumpe ohne Ventile. Kühlwasserumlauf durch Kreiselpumpe am unteren Hinterende des Kurbelgehäuses unter der Welle. Alle Wasseranschlüsse leicht zugänglich. Zwei doppelte Zenit-Vergaser mit konstantem Niveau und Höhenregelung, beiderseits unten am Kurbelgehäuse. Ansaugrohre gehen von den Vergasern zwischen den Zylindern zu den Verzweigungen in der Innenseite.

Zwei Magnete vom Vorderende aus angetrieben, Verteiler an den Enden der Steuerwelle, am Ende der einen außerdem Verteiler für Motoranlasser. Drehzähler und MG-Steuerung können an den Nockenwellengehäusen über der Ventilsteuerung angetrieben werden.

Leistung	370/400	PS
Bohrung	120	mm
Hub	170	mm
Drehzahl (höchst)	1700	min
» (gewöhnlich)	1500 bis 1600	min
Höchstleistung b. 1700 min	410	PS
Gewicht (mit Anlasser und Schraubennabe)	410	kg
Länge	1,493	m
Breite	0,783	m
Höhe	1,029	m
Benzinverbrauch	0,240	kg/PSh
Ölverbrauch	0,025	kg/PSh.

— The 400 HP-Lorraine-Dietrich-Engine; Flight **16**, Nr. 804 (21) vom 22. Mai 1924, S. 290 (1 Sp., 1 Lichtb. des Motors, 1 Zahlentaf.). *E.* 40805.

Segelflug. Der Gleitwinkel motorloser Flugzeuge ist schlechter als der von Bodenfahrzeugen, während das Motorflugzeug, weil seine Antriebleistung von Geschwindigkeit nahezu unabhängig ist und es nur Stützpunkte braucht, Bodenverkehrsmitteln überlegen ist. Für Segelflug kommt Relativgeschwindigkeit gegen Luft in Frage, flachstes Gleiten oder langsamstes Sinken; Ausnutzen fast nur des Gelände-, weniger des Wärme- und Reibungsaufwindes, für die unsere aerologische Kenntnis und unser »Luftinstinkt« noch ungenügend entwickelt. Dynamisches Segeln durch taktmäßiges Kreisen in einer der Perioden, am besten der Grundschwingung, schwankenden Windes, rechnerisch möglich bei besonders starker Böigkeit in anhaltender Periodizität, jedoch erschwert durch Verzögerung zwischen Einsetzen der Bö und Steuerbetätigung; Wind stark wechselnder Richtung seltener anzutreffen, jedoch beim Segeln des Albatros auf hoher See, neben Geschwindigkeitzunahme über Wellentälern, ausnutzbar.

Anforderungen an Segelflugzeuge: hoher Auftrieb, kleinster Randwiderstand, z. B. Fahrgestell durch Rollbälle ersetzt, wirksame Steuer, kleines Gewicht und Trägheitsmoment, leichteste Werkstattausführung in bester Gestalt. Hannover H 6 hat Sinkgeschwindigkeit rechnerisch auf 0,46 m/s herabgedrückt.

Wissenschaftliche Ausnutzung durch Vermessen von Gleitflügen bei Windstille.

Kleinmotor-Flugzeuge unterscheiden sich von den ältesten Versuchen durch strömungstechnische Ausbildung.

Hilfsmotoren für Segelflug müßten im Fluge anzuwerfen sein, ihre Schraube dürfte beim Segeln keinen Widerstand geben. Vielleicht löst das »Schwingenflugzeug« diese Aufgabe. Hierzu ist zeitmikroskopische Erforschung des Vogelfluges nötig. — *A. Pröll*, Wissenschaftliche Grundlagen und Einsichten des motorlosen Fluges, Vortrag auf der Hauptversammlung Hannover 1924; ZVDI **68**, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 557 bis 561 (10 Sp., 3 Lichtb. der Segelflugzeuge Vampyr und Greif, 3 Konstruktionskizz. des Vampyr, 1 Zahlentaf. der Flugleistungen); vgl. auch 40625, Abschnitt Pröll, und im nächsten Heft. *E.* 40806.

Strömung. Schlagflügel, die nicht um die Längs-, sondern um eine Parallele zur Querachse am Flugzeug bewegt werden, lassen sich als ebenes Problem (unendlich lang) durch Erweiterung der Prandtlschen Tragflügeltheorie (gebundene Wirbel) behandeln, indem man den Flügel durch ein „Rückgrat" flächenhaft verteilter tragender Wirbellinien ersetzt, wobei die linear kombinierten Grundfunktionen des Verteilungsgesetzes bzw. geradem, parabolischem und geschwungenem Profil entsprechen. Diese Betrachtungsweise liefert einfache Näherungsberechnung des Auftriebs und Widerstands von Ein- und Doppeldeckern.

Beim periodischen Auf- und Abschlagen des ebenen Flügels lösen sich von den gebundenen Wirbeln freie ab, dabei ist eine »Kontinuitäts«-Bedingung zu erfüllen. Auftrieb und Moment ergeben sich periodisch und linear abhängig von den Beiwerten der Schlag- und Drehschwingung. Der zeitliche Mittelwert des induzierten Widerstandes kann negativ werden, das bedeutet Vortrieb, bei zweifreier federnder Aufhängung des Flügels verstärken sich die Schwingungen selbst, wie durch Versuche im kleinen Göttinger Windkanal bestätigt wurde. — *Walter Birnbaum*, Das ebene Problem des schlagenden Flügels; Bericht über Diss. Göttingen 1923, Jahrb. Math.-Naturw. Fakultät Göttingen 1923, Nr. 6, S. 7 (1 S.); 1. Teil ausführlicher und erweitert: *W. Birnbaum*, Die tragende Wirbelfläche als Hilfsmittel zur Behandlung des ebenen Problems der Tragflügeltheorie; Zeitschr. für angewandte Mathematik und Mechanik **3**, Nr. 4 vom August 1923, S. 290 bis 297 (7 S., 6 Skizz., 1 Zahlentafel); ausführliche Wiedergabe des 2. Teils soll ebenda erscheinen. *E.* 40807.

Treibschrauben. Die Kraftschlüssigkeit der Getriebe von Luft- und Wasserschrauben zum Erhöhen der Betriebsicherheit, Lebensdauer und Geräuschlosigkeit ist dadurch zu erzwingen, »daß der Zahndruck niemals seine Richtung wechselt«. Die Schwingweite des Drehmoments um seinen Mittelwert muß also kleiner sein als dieser.

1. Anordnung und Bezeichnungen. Um die Rechnung nicht zu verwickelt zu machen, wird das Trägheitsmoment des Getriebes entweder zum Motor oder zur Schraube hinzugerechnet.

2. Aufstellung der Bewegungsgleichungen. Die Schwankungen des abgegebenen wie des aufgenommenen Drehmoments werden periodisch angenommen.

3. Kleine Schwingungen des Systems, so daß die Quadrate der Winkelschwankungen usw. vernachlässigt werden können; zunächst ohne äußere Störungen.

4. Frequenzen der Eigenschwingungen ergeben sich als Wurzeln einer Gleichung 3. Ordnung, weil eine Null-Wurzel besteht, und lassen sich näherungsweise als Formeln hinschreiben, weil das Drehmoment klein gegen die Drehwucht ist. So ergibt sich eine aperiodisch abklingende und eine periodische, gedämpfte Schwingung, deren Dekrement und Dauer bekannt ist.

5. Beispiel. Für einen Flugmotor mit Luftschraube und unmittelbarer Kupplung bzw. Getriebe klingt die Schwingung in 200 bzw. 300 Umdrehungen ab, ihre Frequenz ist etwa gleich der halben Drehzahl. Eine Schiffswelle schwingt schneller und stärker gedämpft.

6. Erzwungene Schwingungen lassen sich durch einen einfachen sin-cos-Ansatz mit Bestimmung der Beiwerte aus den Grenzbedingungen für beide Störungen, die sich einfach überlagern, getrennt behandeln.

7. Bedingung für Kraftschlüssigkeit (s. o.) ergibt einen kritischen Wert für den Zahndruck oder für die verhältnismäßige Ungleichförmigkeit der Drehmomente.

8. Resonanzfall (ist aus andern Gründen zu vermeiden!) liefert einfachere Bedingung für die Kraftschlüssigkeit.

9. Andere Form der Bedingungen durch Umgestalten und Vernachlässigen ergibt für rasche Störungen, daß die Wucht der umlaufenden Massen groß gegen die Festigkeit der Welle sein muß, für langsame Störungsschwingungen von Motorseite her Überwiegen der Motorträgheit, von Schraubenseite her Überwiegen der Schraubenträgheit.

10. Beispiele: Für Verpuffungsmotoren mit 1, 2, 4, 6 Zylindern ist der Ungleichförmigkeitsgrad bzw. 7, 6, 3, 1, 0,4, demnach die Bedingung (s. unter 5), daß er kleiner als 28 bzw. 80 sein müsse, stets erfüllt, falls nicht die Welle wesentlich steifer, z. B. kürzer wäre; bei der Schiffsmaschine könnte nur die Ungleichförmigkeit der Treibschraube gefährlich werden.

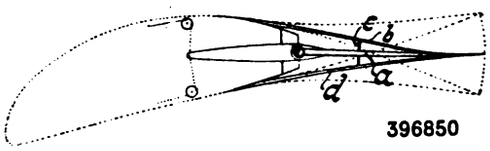
11. Weiterführung der Aufgabe ist nötig, falls die Getriebemassen durch elastische Wellenstücke von Motor und Schraube getrennt sind, oder wenn zwei Motoren auf eine Welle wirken. — *H. Reißner*, Über die Kraftschlüssigkeit von Zahnradgetrieben, insbesondere von Schiffspropellern; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik **4**, Nr. 1 vom Februar 1924, S. 53 bis 60 (10 S., 1 Skizz., 1 kleine Zahltaf.). *E.* 40808.

Digitized by Google

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

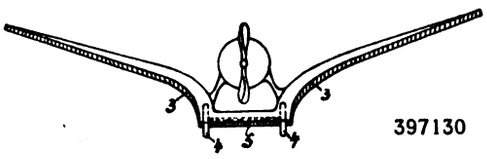
396850/77h, 5. Verwindbare Steuerfläche für Flugzeuge. A. Nesemann, Pinneberg. B 23. 12. 22. V 25. 6. 24. Die eigentliche (starre) Steuerfläche *a* ist am Ende der Tragfläche angelenkt, deren obere und untere Decke *b* und *d* über die Gelenkstelle hinaus bis an das Ende der Steuerfläche verlaufen. Diese Teile der Bespannung



396850

werden teils durch eigene Elastizität, teils durch ein federndes Organ *c* (Gummischnur) an der Fläche *a* zum Anschmiegen gebracht. Beim Ruderlegen sollen sich die gestrichelten Formen der Bespannung (ohne Knick) ergeben.

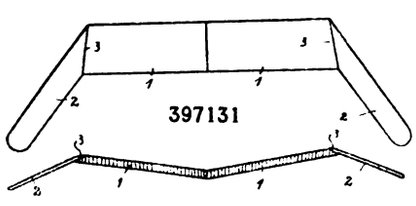
397130/77h, 5. Flugzeug mit an den Seiten des Rumpfes stark abwärts gebogenen Tragflächen. F. Wenk, Tübingen. B 16. 10. 21. V 30. 6. 24. Die bis unter den Rumpf reichenden Herabziehungen 3 der Tragflächen dienen zur Aufnahme und Verschalung der oberen Hälften der Räder 4 oder



397130

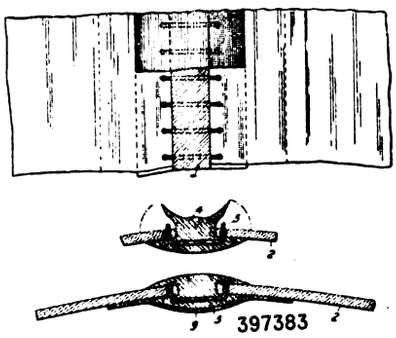
Schwimmergestellfederung; zwischen ihnen ist ein wagerechter Verbindungsteil 5 angeordnet, der die seitlichen Tragflächenteile zu einer einheitlichen Gesamtfläche zusammenschließt und zur Aufnahme der Radachse oder der Schwimmergestellversteifung hohl ausgebildet ist.

397131/77h, 7. Flugzeugtragfläche. F. Wenk, Tübingen. B. 11. 4. 19. V. 28. 6. 24 Als bekannt vorausgesetzt sind Tragflächen, deren V-förmige Hauptflächen mit negativ angestellten, nach rückwärts gezogenen äußeren Flächenteilen in nach vorn sich der Flugzeugmittelebene nähernden Kanten zusammenstoßen. Als neu wird beansprucht, daß die



äußeren Flächenteile 2 je mit einer zu ihrer Längsrichtung schrägen (etwa unter 10°, der Richtung der von der Haupttragfläche ablaufenden Randwirbel entsprechend) Schmalseite 3 an die Hauptfläche 1 angesetzt sind, so daß von diesen Flächenteilen nur ein Teil im Bereich der Wirbel der Hauptfläche liegt, während der äußerste Teil außerhalb dieser Wirbel liegt und als Stabilisierungsfläche voll wirksam ist.

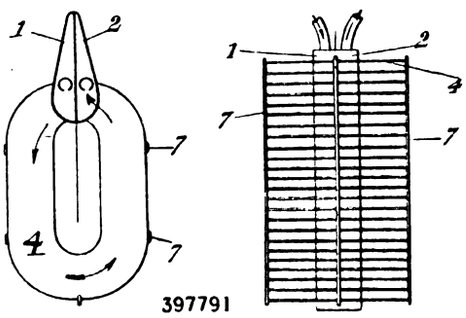
397383/77h, 4. Stoßverbindungskörper für starre oder halbstarre Luftschiffhüllen. Goodyear Tyre and Rubber Cy, Akron (V. St. A.). B 20. 12. 22. V 9. 7. 24. Die Stoßverbindung besteht aus einem an den Längsseiten aufgeschlitzten Gummistreifen 4 und aus in den Gummistreifen eingebetteten Klammern 5, die die zu verbindenden Metallplatten 2 halten. Die Klammern sind dadurch gegen atmosphärische Einflüsse geschützt. 9 ist ein



Dichtungsstreifen, z. B. aus Goldschlägerhaut, der aufgeklebt wird.

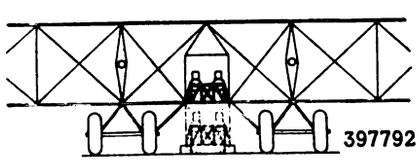
397588/77h, 6. Schraubenpropeller. E. A. Vessey, London. B 22. 9. 20. V 26. 4. 24. Die Flügel sind in bekannter Weise mit konischem Zapfen in Hülsen an der Nabe eingesetzt, erfindungsgemäß jedoch unter Einlegung eines nachgiebigen Keilringes zwischen dem konischen Zapfen und der Hülse, der durch die Fliehkraft nach außen gedrückt wird und so den Zapfen in der Hülse festpreßt.

397791/77h, 5. Kühler. A. Lamblin, Paris. B 21. 11. 22. V 28. 6. 24. Die Einlaß- und Auslaß-Sammelräume 1 bzw. 2 sind zusammengebaut, derart, daß sie vereinigt einen stromlinienförmigen Körper bilden; vor ihm sind die Kühlelemente 4 angeordnet, die einen oblongen, kreisringförmigen, dreieckförmigen od. dgl. Grund-



riß aufweisen und das Kühlwasser zirkulieren lassen. Durch senkrecht angebrachte seitliche Zwischenstücke 7 werden die Kühlelemente zusammengehalten. Die Kühlluft trifft bei dieser Ausführungsform unmittelbar auf die Kühlelemente, ohne vorher auf ein Hindernis zu treffen.

397792/77h, 5. Motorenanordnung in Flugzeugen. Siemens-Schuckertwerke (Erfinder: Dipl.-Ing. H. Glöckner), Siemensstadt. B 23. 7. 18. V 9. 7. 24. Der gesamte Motorensatz einschließlich seiner Unterbauten ist aus dem Rumpf nach unten

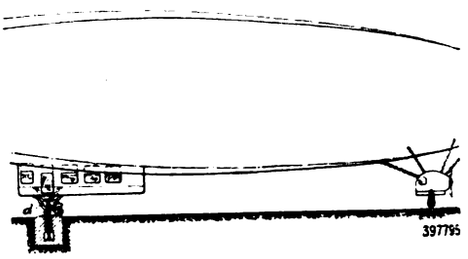


aussenkbar angeordnet, wobei die Tragflächenkonstruktion als Kran zum Heben dienen kann (mit gegen die Erde verspannten Tragflächenenden).

397793/77h, 5. Flugzeug. Dr. H. Schürer, Dresden. B 6. 8. 22. V 8. 7. 24. Das Flugzeug hat zwei hintereinander angeordnete rechteckige Tragflächen gleicher Seitenausdehnung (bek.); neu ist, daß die Flächentiefe der hinteren Fläche, deren Stirnkante von der Schwerpunktslinie geschnitten werden soll, größer ist als die der vorderen Fläche, wobei die Entfernung der Stirnkante der vorderen Fläche von der der hinteren gleich ist $\frac{a^2}{3b}$. Zweck: Längsstabilität.

397794/77h, 5. Flugzeug. J. F. H. de Vignon Vandevelde, Kopenhagen. B 11. 11. 20. V 2. 7. 24. Unter Schutz steht ein Flugzeug mit änderbarem Einfallswinkel, bei dem gleichzeitig sowohl die an sich bekannte Änderung der Wölbung als auch die an sich bekannte Änderung der Lage der Tragflächen zur Längsrichtung des Flugzeuges vorgenommen werden kann. Durch die Vereinigung der 3 an sich bekannten Merkmale soll eine Wanderung des Druckzentrums vermieden werden.

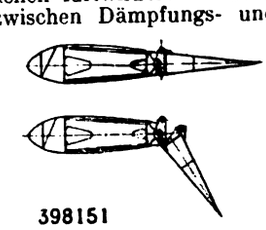
397795/77h, 15. Verankerung für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. B 21. 7. 21. V 28. 6. 24. Als bekannt ist eine solche Verankerung voraus-



gesetzt, bei der das Luftschiff an einem vorn gelegenen, starr mit ihm verbundenen Drehpunkt und mit seinem Achterteil an einem auf einer Kreisbahn laufenden Wagen befestigt ist. Geschützt ist, daß zwecks Ermöglichung des vorangegangenen Ausfahrens oder nachfolgenden Einfahrens als vorderer Drehpunkt ein hierfür ausgebildeter an sich bekannter Ein- und Ausfahrwagen *d* dient, dessen Drehpunkt zweckmäßig im Querschnitt der Aussteigetür liegt. Der Boden-Ankerpunkt kann gehoben oder gesenkt werden.

398150/77h, 5. Flugzeug. J. Köhler, Stettin. B 14. 10. 22. V 11. 7. 24. Die beiden Schwanzruderflächen, die — an sich bekannt — um schräg zum Flugzeugkörper angeordnete Achsen schwingbar sind, sind durch über Kreuz geführte Zugdrähte mit den an Tragflächen angelenkten Querruderklappen verbunden, wobei die Hebellängen so gewählt sein können, daß die Querruderflächen einen größeren Ausschlag machen als die Schwanzruderflächen.

398151/77h, 5. Verbindung von Ruderflächen mit Tragflächen od. dgl. mittels Scharniere. Dr.-Ing. A. Rohrbach, Charlottenburg. B 7. 3. 23. V 11. 7. 24. Um bei Verwendung mehrerer Scharniere an seitlich langen Ruderflächen luftwirbelbildende Zwischenräume zwischen Dämpfungs- und Ruder-


398151

fläche zu vermeiden, wird der mit der Ruderfläche zu verbindende Scharnierteil durch 2 Bolzen an der Ruderfläche derart befestigt, daß der Scharnierteil zur Ruderfläche um den einen Bolzen gedreht werden kann, wenn der andere Bolzen herausgenommen wird.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

OCT 22 1924

Engineering
Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

17. u. 18. Heft | **München, 26. September 1924** | **15. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

ROHRBACH
METALL-FLUGZEUGBAU G.m.b.H.
BERLIN SW. 68, Friedrichstraße 203

SCHUTZMARKE

ROHRBACH
METAL AEROPLAN Co. A/S.
KOPENHAGEN.
(21)

Junger, gewissenhafter
Konstrukteur
für den Verkehrsflugzeugbau **gesucht.** Offerten mit Lebenslauf, Zeugnisabschriften und Gehaltsforderung unter **Flugt. 64** an die Expedition dieser Zeitschrift erbeten.

Tüchtiger Meister
seit mehreren Jahren im Metallflugzeugbau tätig, speziell in der Motorenmontage gut erfahren, **sucht Stellung.** Wenn möglich nach dem Auslande. Offerten unter Flugt. Nr. 63 an die Expedition dieser Zeitschrift.
(63)

ASKANIA

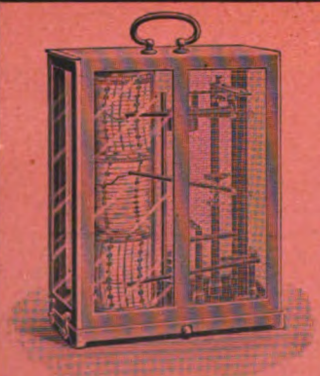
Glockenkompasse
Kompasse und Bordinstrumente für Luftfahrzeuge, Geschwindigkeitsmeßstationen
ASKANIA-WERKE A.-G.
vorm. Carl Bamberg
BERLIN-FRIEDENAU
Kaiser-Allee 87—88

Wir kaufen
alle vollständigen Jahrgänge
ausgenommen 1915, 1921, 1923
zu entsprechenden Preisen.
R. Oldenbourg, Verlag / München NW. 2

Flugzeugbedarf,
Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert
sofort preiswert ab Lager
JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266 Spenerstraße 34

Metall-Gießerei
Wichmann & Weber
Göttingen E
Telephon 1444 u. 1105 / Postschließfach 75
Gelbguß, Rotguß,
Aluminiumguß usw., Modellguß,
roh und bearbeitet. Garantiert absolut dicht

Festigkeitslehre
Drang und Zwang
Eine höhere Festigkeitslehre für Ingenieure
Von
Prof. Dr. Aug. und Ludw. Föppl
2 Bände
Soeben erschien:
Band I in zweiter Auflage. 370 S., 70 Abb., gr. 8°. Brosch. M. 14.—, geb. M. 15.—
Früher erschien:
Band II. 400 S., 144 Abb., gr. 8°. 1920. Brosch M. 12.—, geb. M. 13.80
Es werden jene Teile der Festigkeitslehre, die über den Rahmen einer einführenden Vorlesung hinausgehen und dabei praktische Bedeutung besitzen, eingehend in einer Weise behandelt, die es jedem Ingenieur mit Hochschulbildung ermöglicht, den Gedankengängen und Entwicklungen ohne Schwierigkeit zu folgen.
Die Neuauflage des ersten Bandes bringt wichtige Ergänzungen u. a. über die neuen Arbeiten auf dem Gebiete der Plattenberechnung sowie über das plastische Gleichgewicht beim ebenen Spannungszustand.
Zeitschr. d. V. d. I.: Das Buch bedeutet eine erfreuliche Erweiterung unserer theoretischen Erkenntnisse. Es kann jedem genügend vorgebildeten und nach weiterer Vertiefung seines Wissens strebenden Ingenieur bestens empfohlen werden
R. Oldenbourg / München u. Berlin



Original-Lambrechts
Meteorograph
zur Feststellung von
Luft { -Druck -Temperatur -Feuchtigkeit
am Startplatz
Prospekt 136
Flugzeug-Meteorographen
Näheres auf Anfrage
Wilh. Lambrecht, A.-G., Göttingen
Gegründet 1859

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

17. u. 18. Heft — 26. September 1924 — 15. Jahrgang

Neuere Versuchsergebnisse mit Spaltflügeln.

Von G. Lachmann, Göttingen.

(Schluß von Seite 176.)

b) Durchführung der Messungen und Ergebnisse.

Die Messungen wurden am gewöhnlichen Flügel bei folgenden Anstellwinkeln durchgeführt: 0°, 5°, 10° und 15°. Beim geschlitzten Profil wurden folgende Winkel gewählt: 5°, 10°, 15°, 20° und 25°. Beim Anstellwinkel 30° war die Strömung bereits abgerissen. Infolge der starken Schwankungen konnten hierbei einwandfreie Messungen nicht mehr erzielt werden.

Die Windgeschwindigkeit betrug im Durchschnitt $v = 30$ m/s. Der genaue Staudruck wurde bei jeder Messung ermittelt.

Die Messungen in der Grenzschicht wurden derart vorgenommen, daß das Meßröhrchen zunächst soweit in den Flügel hineingeschraubt wurde, daß sein oberes Ende glatt mit der Profilkurve der Saugseite abschloß. Mit Hilfe von Plastilin wurde die Umgebung der Meßstelle sorgfältig geglättet. Hierauf wurde die obere kleine Öffnung im Deckel des Meßröhrchens geöffnet und der statische Druck p_0 gemessen. Alsdann wurde diese Öffnung wieder verschlossen und das Meßröhrchen aus dem Flügel herausgeschraubt. Der Abstand der Mitte der Bohrung von der Profiloberseite wurde in den beiliegenden Diagrammen mit h bezeichnet und in mm gemessen. Für verschiedene Abstände h wurde in jedem Meßpunkt der Gesamtpunkt p' der Strömung ermittelt. Der Staudruck p ergab sich alsdann, indem man den gemessenen statischen Druck p_0 von dem Gesamtdruck p' subtrahierte. Das heißt:

$$p = p' - p_0.$$

Hierbei wurde die Annahme gemacht, daß sich der statische Druck der Strömung auf der relativ kurzen Strecke nicht wesentlich veränderte.

Es erschien zweckmäßig, nicht etwa den Ausdruck p/q, wobei q den jeweiligen Staudruck der ungestörten Strömung bedeutet, in den Schaubildern aufzutragen, sondern die gemessenen Drücke p auf einen Mittelwert des Staudrucks, $q = 58$ kg/m², einheitlich umzurechnen. Diese Werte sind in den beifolgenden Zahlentafeln und Diagrammen zusammengestellt (Abb. 8).

Meßpunkt I. Profil 0/100 ohne Schlitz.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}4$	$h=2{,}6$	$h=4{,}6$	$h=6{,}6$	$h=8{,}6$	$h=10{,}6$
0	— 25,5	60,3	77,7	80,6	77,1	74,8	73,1
5	— 30,75	53,95	72,50	82,35	82,35	78,35	77,15
10	— 35,95	44,07	67,25	84,05	87,55	83,55	81,75
15	— 37,7	4,6	23,2	51,05	82,9	90,5	87,6

Meßpunkt II.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}4$	$h=2{,}6$	$h=4{,}6$	$h=6{,}6$	$h=8{,}6$	$h=10{,}6$	$h=13{,}6$
0	— 22,05	45,25	58,05	70,75	76,55	75,95	74,25	73,05
5	— 29,6	46,4	58,6	72,5	80,6	82,9	81,2	81,2
10	— 36,6	42,97	55,2	70,2	84,2	89,9	88,2	87,6
15	— 40,6	20,9	26,7	41,18	62,65	76,0	92,8	93,9

Meßpunkt III.
p für:

Anstellwinkel	h: 0	1,4	2,6	4,6	6,6	8,6	10,6	13,6	18,1
0	— 19,7	37,7	52,8	59,7	69,0	73,6	73,6	72,5	71,9
5	— 23,8	36,6	47,6	58,4	70,2	74,8	78,3	77,7	76,0
10	— 27,8	34,18	42,3	53,3	67,2	74,2	81,2	80,6	79,4
15	— 27,8	17,4	29,5	22,58	42,9	51,0	63,8	77,7	84,6

Meßpunkt IV.
p für:

Anstellwinkel	h: 0	1,4	2,6	4,6	6,6	8,6	10,6	13,6	16,9
0	— 23,8	26,12	30,2	31,35	31,92	36,6	25,12	29,02	25,54
5	— 21,3	27,1	30,6	31,2	31,7	34,6	27,1	30,0	25,36
10	— 21,3	34,6	32,3	32,3	32,9	35,2	30,6	31,2	27,1
15	— 16,8	31,9	29,0	29,6	30,1	31,3	27,2	28,4	24,92

Meßpunkt I. Profil 0/100 mit Schlitz.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}6$	$h=4{,}6$	$h=7{,}6$	$h=10{,}6$
5°	— 54,5	64,95	92,3	87,5	80,6
10	— 69,5	75,88	121,7	115,9	109,5
15	— 81,75	89,29	133,95	125,85	120,55
20	— 88,2	87,04	140,4	131,7	125,9
25	— 97,4	85,7	150,8	140,3	134,5

Meßpunkt II.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}5$	$h=2{,}6$	$h=4{,}6$	$h=6{,}6$	$h=8{,}6$
5	— 30,2	33,14	45,3	51,9	56,9	62,2
10	— 38,8	37,96	52,5	66,7	87,0	92,8
15	— 45,8	42,43	62,05	82,1	98,0	99,8
20	— 50,5	42,24	67,0	85,0	102,7	104,5
25	— 52,7	38,2	58,1	80,0	102,6	107,2

Meßpunkt III.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}7$	$h=4{,}6$	$h=7{,}6$	$h=10{,}6$	$h=13{,}6$
5	— 22,6	23,1	42,3	46,4	50,4	54,55
10	— 28,4	24,93	52,0	70,8	81,8	80,0
15	— 30,2	26,14	55,8	77,2	84,2	80,7
20	— 31,4	25,6	55,2	77,8	85,4	81,3
25	— 31,9	22,05	49,3	72,5	85,3	81,8

Meßpunkt IV.
p für:

Anstellwinkel	$h=0$	$h=1{,}6$	$h=4{,}6$	$h=7{,}6$	$h=10{,}6$	$h=13{,}6$	$h=18{,}1$
5	— 14,85	16,59	28,10	34,55	40,95	44,45	25,36
10	— 17,4	20,3	36,0	46,4	56,2	63,2	22,5
15	— 17,4	20,3	36,0	46,4	56,8	64,9	24,95
20	— 16,8	19,7	34,8	45,7	53,4	60,4	25,5
25	— 15,7	13,96	25,56	32,5	41,3	51,1	24,4

Die schraffierten Flächen geben einen Anhalt für die Veränderungen des Auftriebes.

Der besseren Übersicht halber wurden die bei gleichen Anstellwinkeln ermittelten Druckdiagramme der beiden Flügel nebeneinander aufgetragen (gewöhnliches Profil links).

Der Unterschied im Verlauf der Grenzschicht bei gewöhnlichen und unterteilten Profilen wird noch deutlicher, wenn man aus den gemessenen Staudruckkurven die Geschwindigkeitsprofile selbst ermittelt und über den betreffenden Meßpunkten aufträgt. Dieses ist in Abb. 9 dargestellt. Die verschiedenen Geschwindigkeitsprofile sind durch horizontale Linien von je 1 mm Abstand unterteilt. Die an die jeweilig unterste Linie angeschriebene Zahl gibt den kleinsten Abstand der Bohrung des Meßröhrchens von der Saugseite des Flügels in mm an. Der unterste Teil der Kurven wurde in plausibler Weise ergänzt. Auf diese Weise blieb der Geschwindigkeitsgradient $\left[\frac{\partial v}{\partial y}\right]_{y=0}$ unbestimmt. Daher war es nicht möglich, festzustellen, wo der Ablösungspunkt lag, und ob bereits Rückstrom in der Grenzschicht eingetreten war. Der Übergang von schlichter in wirbelige Strömung blieb auf diese Weise ebenfalls ungewiß.

Die Grenzschichtdicke kann durch den Wert von h gekennzeichnet werden, für den die Staudruck- oder Geschwindigkeitskurven ihr Maximum erreichen, und wo die durch die Wandreibung verzögerte Bewegung in die reine Potentialströmung übergeht. Der schwache Abfall der Kurven nach Überschreiten des Maximums ist im Einklang mit der Zirkulationstheorie auf die mit wachsendem Abstand vom Tragflügel abnehmenden Geschwindigkeiten in der Potentialströmung zurückzuführen. Im Abstand $h = \infty$ wird die ungestörte Strömungsgeschwindigkeit $v = v_0$ erreicht. Auffällig ist beim Spaltflügel bei den im Meßpunkt IV ermittelten Staudrücken der relativ starke Abfall der Kurven nach Überschreiten des Maximums. Diese Erscheinung dürfte so zu erklären sein, daß das Meßröhrchen nach Überschreiten eines gewissen Abstandes h wieder in eine neue

Digitized by Google

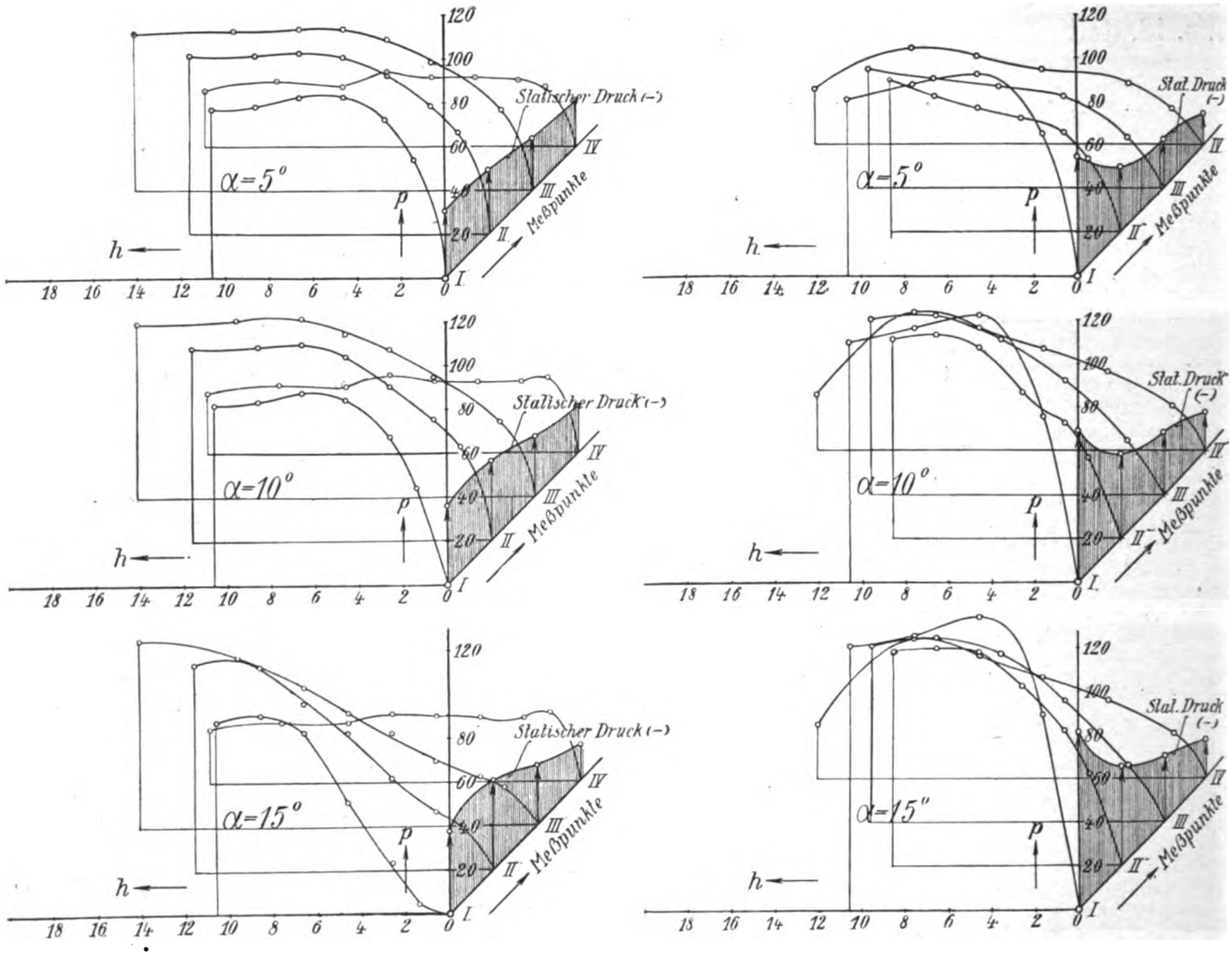
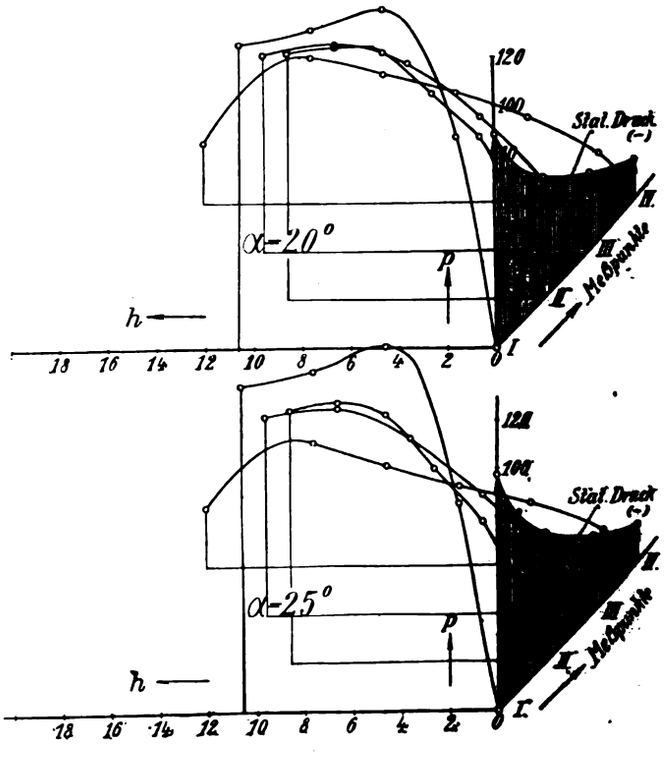


Abb. 8.

Grenzschicht, nämlich die vom Flügel abgelöste, eintaucht. Es ist anzunehmen, daß bei noch weiterer Vergrößerung von h die Schicht durchstoßen und erneutes Ansteigen des Staudruckes erfolgen wird. Allgemein ist aus dem Verlauf der Kurve im Meßpunkt IV besonders für den gewöhnlichen Flügel zu ersehen, daß die Strömung an dieser Stelle schon bei kleinen Anstellwinkeln abgerissen ist. Anscheinend hat sich bereits eine zweite, verhältnismäßig dünne Grenzschicht gebildet, über welche das wirbelige Totwasser mit annähernd gleichförmiger Geschwindigkeit hinweggleitet.

In den Diagrammen auf Abb. 10 und 11 ist zu Vergleichszwecken der Verlauf der Grenzschichtdicke h längs des Profils bei den verschiedenen Anstellwinkeln zusammengestellt worden. Da die in den Diagrammen der Abb. 8 aufgetragenen Kurven ein sehr flaches Maximum aufweisen, wurde als Grenzschichtdicke willkürlich derjenige Abstand von der Oberfläche festgelegt, wo der Staudruck 90 vH des Maximalwertes erreicht. Man kann aus diesen Diagrammen sehr schön erkennen, wie der Vorgang des Abreißens durch ein allmähliches Anwachsen der Grenzschicht mit zunehmendem Anstellwinkel zustande kommt. Die Grenzschichtbildung dürfte sich daher folgendermaßen abspielen: An der Flügelnase nimmt die Geschwindigkeit mit wachsendem Anstellwinkel sehr stark zu. Im Zusammenhang mit der Luftreibung entsteht eine Grenzschicht. Beim weiteren Verlauf der Strömung nimmt die Geschwindigkeit nach der Hinterkante zu wieder ab. Die Grenzschichtbeförderung wird verzögert und letztere sammelt sich auf der Oberseite des Profils an. Sie wächst nach der Hinterkante zu keilförmig an und hebt schließlich die Strömung vom Rücken des Profils ab.

Der Einfluß der Schlitzströmung auf die Grenzschichtdicke wird durch einen Vergleich zusammengehöriger Schaubilder erkennbar. Man erkennt sehr deutlich, wie die Grenzschichtdicke bei Spaltflügeln nach Überschreiten eines Anstellwinkels von $\sim 10°$ geringer wird als beim gewöhnlichen Profil und wie die Geschwindigkeit innerhalb der Grenzschicht zunimmt. Beides deutet auf eine durch die Schlitzströmung verbesserte Beförderung hin. Im



Zusammenhang mit dieser Erscheinung steht die Erhöhung des Auftriebes, wie die Zunahme der schraffierten Auftriebsflächen in den Diagrammen der Abb. 8 zeigen. Auch im Polardiagramm drückt sich diese Erscheinung dadurch aus, daß der Profilwiderstand des Spalt-

Digitized by Google

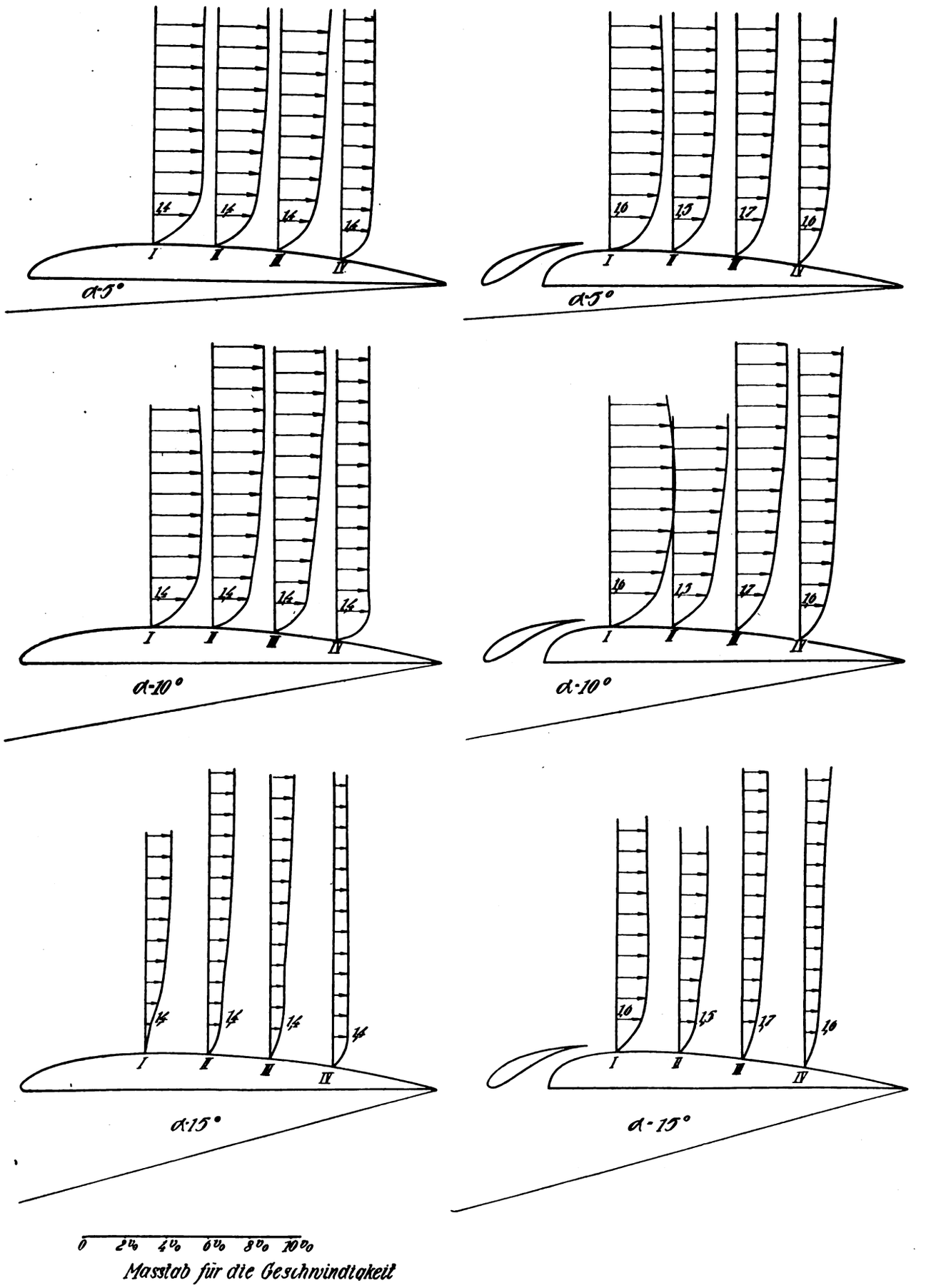


Abb. 9.

flügels oberhalb des Anstellwinkels $\alpha = 10^0$ geringer wird als beim normalen Profil.

Beim Vergleich der statischen Unterdrücke zeigt sich, daß diese im Meßpunkt I am Spaltflügel durchweg größer sind als am normalen Profil. Nach der Theorie wird jedoch der Unterdruck über dem Hinterflügel durch den Hilfsflügel vermindert. Dieser scheinbare Widerspruch dürfte folgendermaßen zu erklären sein: Der Meßpunkt I liegt etwa im ersten Drittel der Sehne. Der Haupteinfluß

Digitized by Google

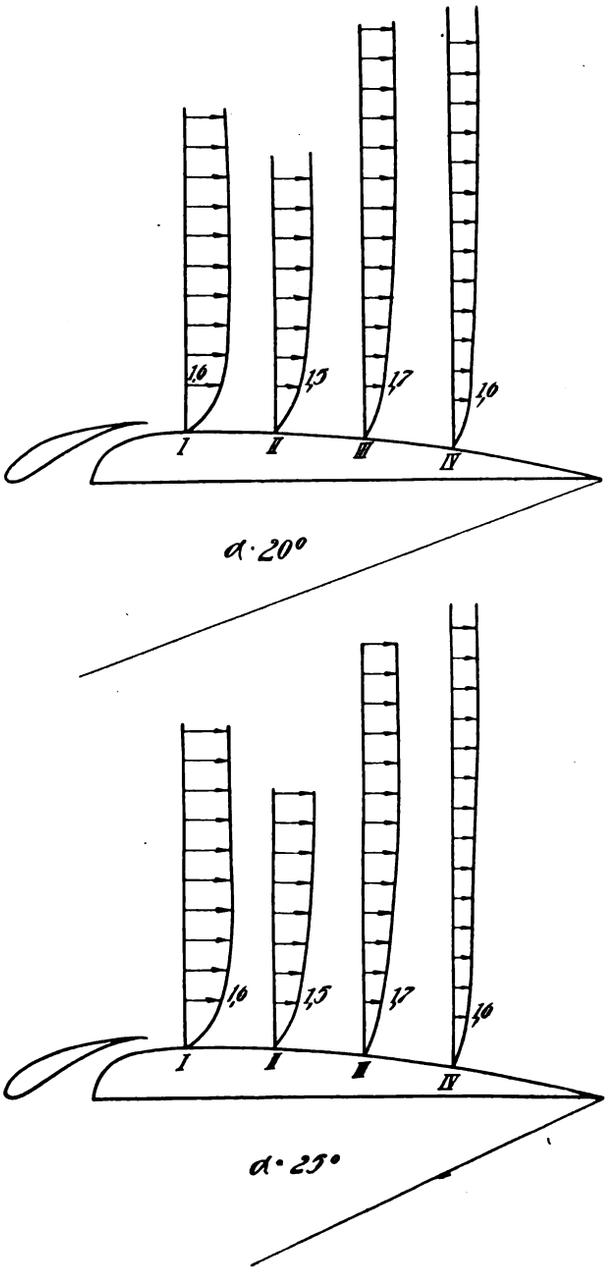


Abb. 9a.

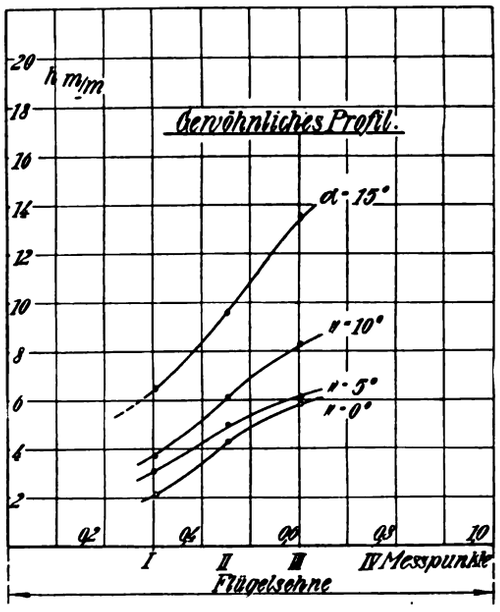


Abb. 10.

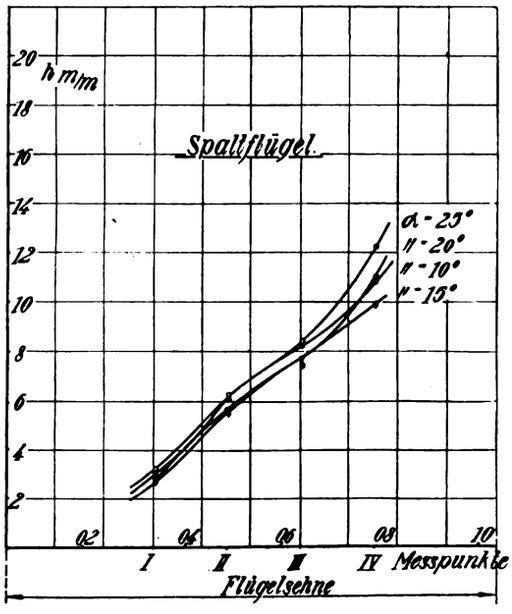


Abb. 11.

des Hilfsflügels erstreckt sich jedoch auf das Unterdruckgebiet unmittelbar über der Nase des Hinterflügels, das bekanntlich auf Grund früherer, vollständiger Druckverteilungsmessungen an dieser Stelle in einen steilen Zacken ausläuft.[1]) Der Hilfsflügel schneidet diese Spitze ab und bewirkt eine völligere Verteilung des Unterdruckgebiets nach der Hinterkante zu. Dieser Verlauf des Unterdruckgebietes beim Spaltflügel dürfte auch die Tatsache erklären, daß der Druckmittelpunkt bei diesen Profilen etwas weiter von der Vorderkante entfernt liegt als bei gewöhnlichen Flügeln.

Auf Grund der vorstehenden Ergebnisse kann man sich nun ein ungefähres Bild machen, welche praktischen Aussichten besondere mechanische Vorrichtungen zum Wegblasen oder Absaugen der Grenzschicht haben dürften.

Um von dem Versuchsflügel auf die Verhältnisse bei einem wirklichen Flugzeugflügel schließen zu können, benutzen wie die von Kármàn[2]) für die Dicke δ der turbulenten Grenzschicht an der ebenen Platte aufgestellte Differentialgleichung

$$\frac{7}{72}\frac{d\delta}{dx} = 0{,}0225\left(\frac{\nu}{v\cdot\delta}\right)^{1/4}$$

deren Lösung lautet:

$$\delta = \left(\frac{90}{7}\right)^{4/5}(0{,}0225)^{4/5}\left(\frac{\nu}{v}\right)^{1/5}x^{4/5}$$

oder δ für die Länge l

$$\delta_l = 0{,}37\,l\left(\frac{\nu}{v\cdot l}\right)^{1/5}.$$

Die Grenzschichtdicke wächst also proportional mit $x^{4/5}$. Unter diesen Annahmen ergibt sich z. B., daß für einen Tragflügel von 1,8 m Tiefe bei einer Landegeschwindigkeit von $v = 20$ m/s und einem Anstellwinkel von $\alpha = 15°$ an der Stelle des Meßpunktes I eine Luftmenge von der Größenordnung 0,2 m³/s für jedes Meter der Spannweite innerhalb der Grenzschicht strömt.[1])

Der Energiegehalt des durch einen vorderen Schlitz strömenden Luftbandes ist unter gleichen Annahmen ungefähr von der Größenordnung 260 m/kg/s für 1 m Spannweite. Dem entspricht eine Leistung ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades des Kompressors von ungefähr 3,5 PS für jedes Meter der Spannweite.

Diese Zahlen geben natürlich nur einen ungefähren Anhalt, sie lassen aber erkennen, daß zur Ausführung derartiger mechanischer

[1]) Vgl. z. B. die Druckmessungen an Eindeckerflächen. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II. Lieferung. S. 43—47.

[2]) v. Kármàn, Über laminare und turbulente Reibung. ZAM 1921, Bd. 1, S. 233 bis 298.

[1]) Für das Absaugen kommt natürlich eine etwas größere Luftmenge in Frage, da mehrere Absaugstellen längs des Flügelschnittes vorgesehen werden mußten, um die Neubildung von Grenzschicht hintanzuhalten.

Digitized by Google

Nachahmungen des Spalteffektes ein ziemlich erheblicher Leistungs- bzw. Gewichtsaufwand erforderlich sein dürfte.

Man könnte allerdings daran denken, die gesamte motorische Leistung zur Erzeugung eines über den Flügel blasenden Luftbandes zu verwenden, um den Impuls dieser Luftmaße zum Vortrieb an Stelle der Luftschraube zu benutzen. Der Wirkungsgrad wäre hierbei doch sicherlich schlecht, da eine verhältnismäßig kleine Masse auf große Geschwindigkeit beschleunigt wird. Wenn $\frac{P}{g} \cdot v'$ die Kraft in der Flugrichtung bedeutet, ist die Nutzleistung

$$N = \frac{P}{g} \cdot v' \cdot v.$$

Die kinetische Energie des Luftbandes ergibt sich zu

$$E = \frac{P}{g} \cdot \frac{v'^2}{2}.$$

Der Wirkungsgrad ist somit

$$\eta \leqq \frac{1}{1 + \frac{v'}{2v}}.$$

Nimmt man z. B. an, daß $v' = 2v$ ist, dann beträgt der Wirkungsgrad $\eta \leqq 0{,}5$. Hierbei ist allerdings der Rückgewinn an Energie durch Drucksteigerung nicht berücksichtigt. Immerhin erscheint es noch fraglich, ob die durch das Wegblasen der Grenzschicht erreichte Verminderung des Profilwiderstandes im Verhältnis steht zur Verschlechterung des Wirkungsgrades und zur Erhöhung des Baugewichtes im Vergleich mit einer normalen Maschine. Dazu kommt die unbedingte Abhängigkeit von der Kraftquelle, so daß gerade im Falle einer Notlandung auf unvorbereitetem Gelände infolge Motorstörung die Vorrichtung zur Auftriebserhöhung versagt.

Abgesehen von diesen rein praktischen Ausblicken dürfte die weitere eingehende Erforschung der Vorgänge innerhalb der Grenzschicht schließlich die Gesetze für den Profilwiderstand und das Wesen der Ablösung ergeben, so daß wir, nachdem die Frage des induzierten Widerstandes restlos geklärt worden ist, ein vollkommen abgerundetes und geschlossenes Bild über die Strömungsvorgänge am Tragflügel erhalten.

Untersuchungen über die elektrische Selbstaufladung von Luftfahrzeug-Motoren.

Von A. Wigand und T. Schlomka.

(Schluß von Seite 156.)

c) Wasserkollektoren.

Der 1856 von W. Thomson angegebene Wasserkollektor hat in seinen verschiedenen Formen als Tropfer, Spritzer und Zerstäuber gegenüber allen anderen Kollektoren im allgemeinen den Vorteil einer kürzeren Ladezeit. Es wurde daher versucht, auch ihn den Flugzeugmessungen dienstbar zu machen.

Da wir bei den Versuchen Momentanwerte erhalten wollten, kam zunächst eine Verwendung des Lutzeschen Zerstäuberprinzips in Frage, bei dem eine kombinierte Druck- und Saugwirkung stattfindet[1]). Zweckmäßigerweise sollte der Fahrtwind als Gebläse benutzt werden. Wir setzten deshalb auf einen Hartgummi-Isolator einen Wasserkasten mit tropfenförmigem Grundriß und versuchten auf verschiedene Weise durch ineinandergesteckte Doppeldüsen das Wasser im Fahrtwind befriedigend zu zerstäuben. Das gelang jedoch nicht wegen leichter Verstopfbarkeit der Düsen im Betriebe und besonders wegen ungünstiger Wirbelbildung an den Düsen.

Wir verzichteten deshalb auf eine derartige Zerstäubung und versuchten, ob nicht Wasser, das durch den Staudruck des Fahrtwindes aus einem Gefäß gedrückt wird, schon allein im vorbeistreichenden Winde genügend zerstäubt.

Im hinteren Teile eines Wasserkastens von tropfenförmigem horizontalem Querschnitt mit horizontalen und vertikalen Leitflossen am Schwanzende wurde ein spitz auslaufendes Steigrohr senkrecht nach oben geführt. Durch den Staudruck auf die dem Winde zugekehrte Einfülöffnung trat das Wasser an der Ausflußöffnung des Steigrohrs aus und wurde teils vom Fahrtwinde in kleinen Tropfen mitgerissen, teils lief es erst etwas am Gefäß herunter, um sich dann am Schwanzende ebenfalls in feinen Teilchen abzulösen.

[1]) G. Lutze, Physik. Zs. **14**, 1148, 1913; Verh. d. d. Physik. Ges. **15**, 1100, 1913.

Die Aufladezeit dieses Kollektors betrug 1—3 s im Fluge. Dieselbe Wirksamkeit erhielt man auch, wenn man, statt das Steigrohr am Kastenende senkrecht nach oben herauszuführen, in der vertikalen Kastenwand auf beiden Seiten an der Stelle größten Querschnitts und damit der größten Luftgeschwindigkeit je ein innen bis fast unmittelbar an den Gefäßboden reichendes Röhrchen wagerecht herausgehen ließ (Abb. 4).

Der Kollektor stellt in beiden Anordnungen ein für kurze Flüge brauchbares Instrument dar und ist auch bei einigen Flügen mit Erfolg verwendet worden. Für längere Flüge jedoch ist er des verhältnismäßig großen Wasserverbrauchs wegen nicht verwendbar. Der Staudruck beträgt günstigstenfalls 6 cm WS. Der Höhe des Gefäßes ist damit eine Grenze gesetzt, und man müßte für längere Flüge unförmig breite Kästen bauen, deren zuverlässige Befestigung an einem Hartgummi-Isolator technisch unmöglich ist.

Wir haben deshalb noch einen anderen Weg beschritten, um bei geringem Wasserverbrauch und feiner Zerstäubung doch noch unter Ausnutzung des Fahrtwindes als Gebläse eine größere Kastenhöhe verwenden zu können.

Bei der Bruhn schen Saugdüse wird unter doppelter Benutzung der Venturi-Düse die Geschwindigkeit des Luftstroms im Innern der Düse durch Querschnittsverminderung gesteigert; man erhält an der Stelle kleinsten Querschnitts der inneren Düse eine bis auf das 12-fache gesteigerte Saugwirkung.

Wir hofften, diese Verstärkung der Saugwirkung für Kollektorzwecke verwenden zu können und untersuchten deshalb eine Bruhn sche Düse im Windkanal auf ihre Verwendbarkeit als Zerstäuber. Sie wurde mit dem Saugrohr in ein Gefäß mit Wasser gestellt und verschiedenen Windgeschwindigkeiten ausgesetzt. Unterhalb 30 m/s wurde zwar das Wasser schon hochgesaugt und hinten in größeren und kleineren Tropfen hinausgeschleudert. Ein richtiges Zerstäuben trat aber erst bei Windgeschwindigkeiten von über 30 m/s ein. Bei 40—50 m/s verließ das angesaugte Wasser die Düse in vollkommen zerstäubtem Zustande: es bildete sich ein 2—3 m langer, feiner Nebelstrahl in der Verlängerung der Düse.

Jedoch wirkte die Düse auch dann fast überhaupt nicht als Ausgleicher. Die Erklärung war wohl darin zu suchen, daß das Wasser schon unmittelbar an der Stelle, wo es die innere Düse verläßt, zerstäubt wurde. Dieser Punkt ist aber elektrostatisch gut geschützt (Faradayscher Käfig); es ist kein elektrisches Feld vorhanden, das den sich ablösenden Wasserteilchen durch Influenz eine Ladung erteilen kann. Diese Annahme fand darin ihre Bestätigung, daß das Anbringen eines feinmaschigen Siebes an dem erweiterten Ende die Düse zu einem guten Ausgleicher machte. Allerdings beeinträchtigt das Sieb die Zerstäubungswirkung insofern, als es die Geschwindigkeit des hindurchstreichenden Windes um 10—15 vH herabsetzt; denn während die Düse ohne Sieb an dem als Geschwindigkeitszähler dienenden Dosenmanometer 97 bzw. 112, 130, 147, 157, 170 km/h anzeigte, ergab sie mit Sieb bei denselben Windgeschwindigkeiten nur Ausschläge, die 83 bzw. 98, 113, 129, 140, 155 km/h entsprachen.

Diese Bruhn sche Düse mit Sieb wurde nun auf einen Wasserkasten gesetzt und im Fluge als Kollektor benutzt. Schon im Laboratorium war bei 20 m/s die Zerstäubung ohne Sieb eine schlechte gewesen. Im Fluge ging daher bei der mit dem Sieb versehenen Düse das Wasser nicht fein zerstäubt nach hinten ab, sondern löste sich in ziemlich großen, z. T. noch zusammenhängenden Tropfen vom unteren Düsenrande ab. Die Aufladezeit betrug 8—20 s, eine gegenüber der Aufladezeit des Radiothor-Kollektors und des zuletzt beschriebenen Wasserkollektors zu lange Zeit.

Um das Prinzip des Düsenzerstäubers aber doch für einen Kollektor verwenden zu können, war eine weitere Steigerung der Windgeschwindigkeit an der engsten Stelle des inneren Rohres zu erstreben. Das gelang, indem eine dritte Venturi-Düse mit Siebabschluß um die Bruhn sche Doppeldüse gesetzt wurde (Abb. 3).

Diese Dreifachdüse wurde nicht mehr als Meßkollektor erprobt, sondern nur als Ausgleicher bei einem der letzten Flüge verwendet. Ob bei den im Fluge erzielten Windgeschwindigkeiten eine genügend feine Zerstäubung des Wassers eintrat, konnte vom Flugzeuge aus nicht beurteilt werden. Daß aber durch das Hinzufügen der dritten Düse die Windgeschwindigkeit innerhalb der kleinsten Düse beträchtlich vergrößert worden war, zeigten Messungen im Windkanal: Während eine Doppeldüse Windgeschwindigkeiten von 73 bzw. 110 und 120 km/h anzeigte, ergab die Dreifachdüse bei denselben Windgeschwindigkeiten an demselben Manometer 100 bzw. 150 und 160 km/h entsprechende Ausschläge.

Der Leitwert der Dreifachdüse mit Sieb konnte wegen Fehlens eines geeigneten künstlichen Windstromes nicht festgestellt werden.

Digitized by Google

Doch läßt sich aus dem Leitwert einer Zweifachdüse mit Sieb ein ungefähres Maß für den Leitwert einer solchen Dreifachdüse angeben. Folgende Zahlentafel enthält Beobachtungen, die wir mit der Zweifachdüse nach dem im Abschnitt I 3 a angegebenen und im vorigen Abschnitt zur Ermittlung des Leitwerts für den Radiothor-Kollektor benutzten Verfahren ausgeführt haben. Die Entladung wurde wieder durch eine Zusatzkapazität verlangsamt.

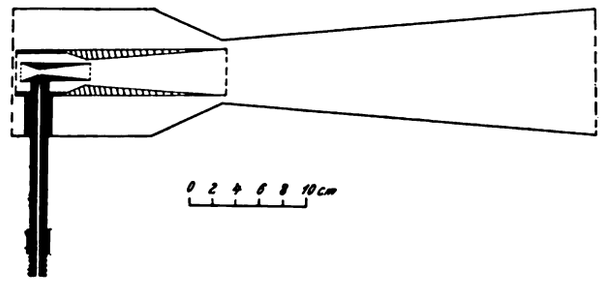


Abb. 3. Dreifachdüse für Wasserzerstäubung.

Bei A stand das Wasserzuflußgefäß 10 cm höher als die Düse; bei B mußte das Wasser erst durch die Saugwirkung 15 cm hoch gesaugt werden. Die Werte von A sind im allgemeinen größer als die von B, was sich leicht erklären läßt. Es fließt bei A mehr Wasser zu; daher tritt bei gleicher Luftförderung wie für B eine schlechtere Zerstäubung des Wassers ein.

Zeit in Sekunden bei einer Windgeschwindigkeit von		Volt	131	117	103	87,6	73	57	41
	A.	17 m/s	0	10	20	35	55	—	—
		21 »	0	5	12	20	30	45	78
		25 »	0	4	9	12,5	20	27	43
		29 »	0	3	6	10	15	20	32
		32 »	0	2,5	5	9	13	18	29
		34 »	0	2,5	4	7,5	11	15,5	25
	B.	17 m/s	0	10	20	—	—	—	—
		21 »	0	—	7	16	27	—	—
		25 »	0	4	8	14	21	31	50
		29 »	0	3	6	10	15	24	—
		32 »	0	2,0	5	8	13	17	29
		34 »	0	2,0	4	6	10	14	23

Man erhält also für eine Doppeldüse aus A bei 21 bzw. 34 m/s aus den ersten Abfallwerten einen Leitwert von

$$\lambda_{21} = \frac{1400}{9 \cdot 10^{11}}\ \text{Farad} \cdot \frac{14\ \text{Volt}}{5\ \text{sec}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{117+131}{2}\right)\text{Volt}} = 3{,}5 \cdot 10^{-11}\ \text{Amp/Volt},$$

$$\lambda_{34} = \frac{1400}{9 \cdot 10^{11}}\ \text{Farad} \cdot \frac{14\ \text{Volt}}{2{,}5\ \text{sec}} \cdot \frac{1}{\left(\frac{131+117}{2}\right)\text{Volt}} = 7{,}0 \cdot 10^{-11}\ \text{Amp/Volt}.$$

Aus B ergibt sich entsprechend:

$$\lambda_{21} = 5{,}3 \cdot 10^{-11}\ \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}};\quad \lambda_{34} = 8{,}8 \cdot 10^{-11}\ \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}.$$

Bei dem Dreidüsenzerstäuber war die Windgeschwindigkeit an der Austrittsstelle des Wassers nach den vorstehenden Angaben um rund 30 vH höher als bei der Doppeldüse. Der Leitwert des Dreidüsenzerstäubers wird daher bei den in Frage kommenden Fluggeschwindigkeiten schätzungsweise $8 \cdot 10^{-11}$ Amp/Volt betragen, wenn das Wassergefäß sich 10 cm über der Düse befindet.

Bei der Benutzung des Dreidüsenzerstäubers im Flugzeuge als Ausgleicher floß aber das Wasser der Düse aus einem 2 m höher befindlichen Gefäß zu, so daß die Zerstäubung schlechter war; der Leitwert wird daher auf etwa die Hälfte herabgesetzt gewesen sein, also $4 \cdot 10^{-11}\ \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$, sicher aber nicht mehr als $5 \cdot 10^{-11}$ Amp/Volt betragen haben.

4. Starrbefestigung der Kollektoren am Flugzeug.

Als Halter für die Kollektoren (Abb. 4) wurde ein Stahlrohr von 10 mm Weite und 1,5 mm Wandstärke, bestehend aus zwei verschraubbaren Stücken von je 2 m Länge an der rechten oder linken Außenseite des Rumpfes, neben dem Beobachter, von drei Holzklemmen gehalten oder war im Beobachterraum selbst fest angebracht. Das Halterohr endigte oben in einem etwas erweiterten Zylinderteil, der mit einer drehbaren Hülse umgeben war. Diese Hülse hatte oben ein Gewinde, auf das die Wasserkästen aufgeschraubt wurden, die sich so um eine senkrechte Achse drehen und in die Windrichtung stellen konnten.

Der Radiothor-Kollektor trug an seinem Isolator ein Rohrstück, das sich über die Hülse oben auf dem Halterohr schieben ließ. Mit einem durch Rohrstück, Hülse und Ende des Halterohrs gehenden

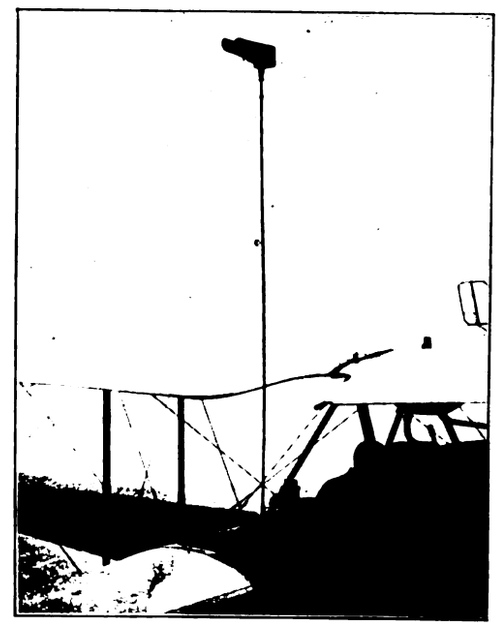


Abb. 4. Starrbefestigung eines Wasserkollektors am Flugzeuge.

Splint wurde der Radiothor-Kollektor dann fest mit dem Halterohr verbunden.

Von dem oberen Ende des Halterohrs, dicht unter der Hülse, waren zwei Stahllitzendrähte nach vorne (zum Ansatzpunkt des rechten und linken inneren Vorderstiels an der oberen Tragfläche und zwei weitere Drähte nach hinten (zum Flugzeugschwanz) geführt und gaben so dem Halterohr einen festen Halt. Um im Fahrtwind eine Durchbiegung des Rohrs nach hinten zu vermeiden, war noch von der Mitte aus ein Draht nach vorne zum Kühler gezogen.

II. Untersuchungen über die Selbstaufladung.

1. Allgemeines.

Bezeichnet man die Kapazität eines sich elektrisch aufladenden Systems mit C, seine augenblickliche Spannung mit V, so ist die zurzeit in ihm aufgespeicherte Elektrizitätsmenge $Q = C \cdot V$. Die gerade vorhandene Spannung V erzeugt über die unvollkommene Isolation einen Verluststrom i_W, dessen Größe gegeben ist durch $i_W = \frac{V}{W}$; W ist der Isolationswiderstand. Dieser Verluststrom i_W setzt sich bei einem isoliert aufgestellten oder aufgehängten Motor aus drei Teilen zusammen: dem Strome i_{W_1} über die den Motor tragenden Isolatoren, einem durch die luftelektrische Zerstreuung gegebenem i_{W_2} und aus dem Strome i_{W_3}, der durch die Leitfähigkeit der Auspuffgase bedingt ist.

W_1, W_2 und W_3 sind dann die entsprechenden Widerstände. W_1 ist der Widerstand der Isolatoren, W_2 der Widerstand der gesamten Anordnung gegenüber der umgebenden Luft und W_3 der Widerstand, den die Auspuffgase bieten. Man hat dann, da W_1, W_2 und W_3 parallel geschaltet sind:

$$\frac{1}{W} = \frac{1}{W_1} + \frac{1}{W_2} + \frac{1}{W_3}$$

und

$$i_W = i_{W_1} + i_{W_2} + i_{W_3} = V\left(\frac{1}{W_1} + \frac{1}{W_2} + \frac{1}{W_3}\right).$$

Bei einem Flugzeug kommt im Fluge als Verluststrom i_W nur $(i_{W_2} + i_{W_3})$ in Betracht.

Die vom Motor in der Zeiteinheit gelieferte Elektrizitätsmenge, die Ladestromstärke i_L, muß zunächst diesen Verluststrom decken; der Rest bewirkt die Aufladung, also eine Vermehrung der auf dem Motor befindlichen Elektrizitätsmenge Q, und proportional damit die Erhöhung der Spannung. Die Elektrizitätsmenge Q

Digitized by Google

möge in der Zeit dt um $dQ = C \cdot dV$ zunehmen, in der Zeiteinheit also um $\frac{dQ}{dt} = C\frac{dV}{dt}$. Es ist dann

$$i_L = i_W + \frac{dQ}{dt} = \frac{V}{W} + C\frac{dV}{dt} \quad \ldots\ldots (1)$$

Bei konstantem i_L, C und W erhält man hieraus durch Integration

$$V = i_L \cdot W\left(1 - e^{\frac{-t}{WC}}\right) \quad \ldots\ldots (2)$$

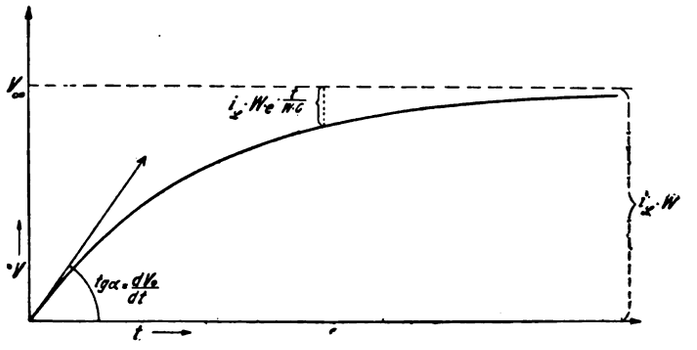


Abb. 5.

Die Spannung steigt exponentiell an (Abb. 5) und nähert sich einem Grenzwert:

$$V_\infty = i_L \cdot W \quad \ldots\ldots (3)$$

Bei anderweitig bekanntem W kann man also aus der Ladestromstärke i_L die Grenzspannung V_∞ berechnen.

Im Anfangspunkt der Aufladekurve ist $V = 0$ und damit auch der Verluststrom $i_W = \frac{V}{W} = 0$; man erhält aus Gleichung (1) oder (2):

$$i_L = C \cdot \frac{dV_0}{dt} = C \cdot \operatorname{tg}\alpha \quad \ldots\ldots (4)$$

Diese Beziehung liefert die Möglichkeit, bei bekanntem C aus dem beobachteten untersten Teil der Aufladungskurve die Ladestromstärke i_L zu berechnen und damit, wenn man auch die Grenzspannung V_∞ mißt, den Isolationswiderstand W zu bestimmen.

2. Versuche von Dieckmann und Linke.

Gelegentlich einiger Fahrten, die den Zweck hatten, Messungen des elektrischen Spannungsgefälles in der Nachbarschaft eines Zeppelin-Luftschiffes anzustellen, bemerkte Dieckmann[1]), daß die Gefällewerte mit der Fahrtdauer zunächst fast ununterbrochen zunahmen, und zwar weit über eine Zeit hinaus, die als Aufladezeit für die Kollektoren in Frage kam. Er vermutete, es könne eine elektrische Eigenladung des Luftschiffes während der Fahrt durch den Betrieb der Motoren aufgetreten sein. Deshalb unternommene Versuche[2]) an einem isoliert aufgehängten Benzinmotor-Zweirad ergaben eine negative Aufladung des Motors und eine positive Aufladung der Abgase beim Betriebe; die Vorzeichenbestimmung ist allerdings nicht ganz sicher, da sie mit einem geriebenen Hartgummistab vorgenommen wurde. Bei Belastungsmanipulationen am Motor ließ sich mehrfach eine Umkehr des Vorzeichens beobachten. Benzinarmes Gemisch erzeugte bei 600—700 Umdr./min eine Endaufladung des Systems Motorrad-Elektrometer auf 200 V, benzinreiches Gemisch eine höhere Aufladung auf 800 V. Auch zeigte sich, daß das Endpotential bei zunehmender Drehzahl sank, und zwar entsprach

einer Drehzahl von .	400—500	600—700	1000—1200	Umdr./min
eine Aufladung auf .	700	390	110	Volt.

Wir kommen auf die Deutung dieser Versuchsergebnisse am Schlusse zurück.

Ähnliche Untersuchungen stellte später Linke[3]) an. Er konnte an einem kleinen Fahrradmotor schon nach einer Minute Spannungen von mehreren 1000 V feststellen. Der Ladeprozeß war jedoch sehr unregelmäßig und lieferte bald positives, bald negatives Vorzeichen.

[1]) M. Dieckmann, Zs. f. Fl. u. M. 1911, Heft 1.

[2]) M. Dieckmann und K. Fischer, Zs. f. Fl. u. M. 1912, S. 56.

[3]) F. Linke, Jahrb. d. W. G. f. Flgt. 2, 170, 1914.

3. Versuche von Fuhrmann.

Im Jahre 1914 hat G. Fuhrmann unter Mitarbeit von E. Everling bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof-Berlin einen 180 PS-Maybach-Motor auf seine Selbstaufladung hin untersucht. Die Ergebnisse dieser Versuche sind infolge des Todes von Fuhrmann bisher noch nicht veröffentlicht. Mit Erlaubnis des Herrn Direktors der Versuchsanstalt geben wir im folgenden einen Auszug aus dem seinerzeit der Behörde erstatteten Berichte.

a) Aufbau.

Der Motor lag auf U-Eisenträgern, die durch Porzellanisolatoren von dem hölzernen Unterbau des Prüfstandes isoliert waren. Um die Isolatoren möglichst vor den Erschütterungen des Motors zu schützen, befanden sich unter und über ihnen Filzzwischenlagen. Die eisernen Motorträger hielten auch den Kühler, das Benzingefäß, die Gemischpumpe und die Auspuffleitung. Die Belastung des Motors konnte durch einen Bremsflügel hergestellt werden, der auf einem kurzen, am Schwungrad angesetzten Wellenstumpf saß. So waren auch die Zubehörteile einwandfrei von der Umgebung isoliert.

Die Wirkung des Kühlers erwies sich wegen fehlenden Gegenwindes als völlig unzureichend, so daß für künstliche Kühlung durch einen von einer Schraube erzeugten Luftstrom gesorgt werden mußte. Trotzdem machte die Kühlung noch große Schwierigkeiten; der Motor konnte kaum länger als eine Viertelstunde im Betrieb gehalten werden. Er wurde deshalb auch nicht voll belastet und nur mit 1120 Umdr./min betrieben, während die volle Belastung mit 180 PS einer Drehzahl von 1260 Umdr./min entsprochen hätte.

b) Messungen.

Die Versuche hatten ursprünglich den Zweck, festzustellen, ob durch die Auspuffgase des Motors die Luft soweit leitend gemacht wurde, daß dadurch eine etwa auf Luftfahrzeugen vorhandene elektrische Ladung in die Atmosphäre abgeführt werden konnte. Bei der Ausführung der Versuche stellte sich jedoch eine starke Aufladung des Motors ein. Es wurde daher die Ladestromstärke aus dem untersten Teile der Aufladungskurve nach Gleichung (4), Abschnitt II 1, berechnet.

Der Motor lief zunächst einige Zeit geerdet. Dann wurde die Selbstaufladung mit Stoppuhr und Wulfschem Zweifadenelektrometer verfolgt, bis der Ausschlag über den Meßbereich des Elektrometers hinausging. Darauf wurde der Motor stillgelegt und anschließend ein »Entladungsversuch« gemacht, der zur Feststellung des »Isolationswiderstandes« dienen sollte.

Im übrigen gestalteten sich die Messungen sehr schwierig, da auch an trockenen Tagen die Isolation sich stark änderte. Es konnte deshalb, zumal auch Störungen beim Betriebe des Motors auftraten, die Abhängigkeit der Aufladung von der Zusammensetzung des Gemisches und der Auspuffgase, von der Ölzufuhr u. a. m. nicht weiter verfolgt werden.

Die Kapazität der Meßanordnung wurde durch Parallelschalten eines Vergleichskondensators zu 0,00067 μF bestimmt. Jedoch waren bei den Versuchen noch Kapazitäten von 0,005 bzw. 0,02 oder 0,1 μF parallel zum Motor geschaltet, um durch Vergrößerung der Kapazität einen langsameren und bequemer beobachtbaren Verlauf der Aufladung zu erzielen.

Die Temperatur der Auspuffgase wurde mit einem Thermometer an der heißesten Stelle des absperrenden Drahtnetzes (einige Zentimeter von seinem Rande) gemessen.

c) Ergebnisse.

Eine Zusammenstellung der bei den Fuhrmannschen Versuchen gemessenen Werte der Drehzahl und der mit Hilfe der Eichung des Bremsflügels daraus berechneten Leistung, der Auspufftemperatur, sowie der aus den Aufladungskurven ermittelten Werte von i_L enthält die nachstehende Zahlentafel.

Die Werte des Ladestromes i_L schwankten stark; auch das Vorzeichnen der Aufladung war nicht mit Sicherheit immer das gleiche.

Jedoch ist eine Abhängigkeit des Ladestroms von der Motorleistung vorhanden: der Strom wächst zunächst mit zunehmender Belastung des Motors und scheint dann nach Überschreitung eines Maximums wieder abzunehmen. Diesem Abnehmen entspricht bei Dieckmann die Abnahme der Endaufladung mit zunehmender Drehzahl.

d) Kritik.

Die Versuche von Fuhrmann haben den Nachteil, daß die Höchstaufladung des Motors nicht selber beobachtet worden ist.

Digitized by Google

Versuchsnummer	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Datum: 1914	—	13. 7.	15. 7.	14. 7.	13. 7.	13. 7.	15. 7.	15. 7.	15. 7.	—	15. 7.	15. 7.	15. 7.
Drehzahl	1200	410	420	450	820	820	1000	1000	1000	1050	1120	1120	1120
Leistung in PS	Leerlauf	6,3	6,8	8,3	50,4	50,4	90,5	90,5	90,5	105	125	125	125
Auspufftemperatur in °C	68	59	50	61	162	162	198	198	198	—	220	220	215
Kapazität C in μF . .	0,0057	0,0057	0,0207	0,0207	0,1007	0,1007	0,0207	0,0207	0,0207	0,0207	0,0207	0,0207	0,0207
$\frac{dV_0}{dt}$ in $\frac{\text{Volt}}{\text{s}}$	1,30	1,34	0,92	0,92	0,90	0,66	4,43	3,85	5,20	4,40	3,60	4,70	2,90
i_L in μAmp.	0,0074	0,0076	0,0190	0,0190	0,091	0,066	0,092	0,080	0,108	0,091	0,075	0,097	0,060
Vorzeichen	?	+	+	+	+	+	—	?	?	?	+	+	+
$[W]$ in Megohm	53 300	154 000	—	176 000	—	—	—	244 000	—	123 000	—	290 000	—
$[V_\infty]$ in Volt	390	1 170	—	4 300	—	—	—	19 500	—	11 200	—	28 700	—

Auch eine Berechnung dieser Endspannung V_∞ nach der Gleichung (3), Abschnitt II 1, ist hierbei nicht möglich. Denn der durch den »Entladungsversuch« bei stillgelegtem Motor ermittelte »Isolationswiderstand« enthält nur die Komponenten W_1 und W_2 des Gesamtwiderstands W, da $W_3 = \infty$ (keine Auspuffgase!), $\frac{1}{W_3} = 0$; auch W_2 (luftelektrische Zerstreuung) ist verändert gegen seinen Wert bei laufendem Motor. Das in der Zahlentafel angegebene $[W]$ ist daher größer als das W bei laufendem Motor, also das aus $[W]$ nach Gleichung (3) berechnete $[V_\infty]$ zu groß.

Auch über die Höhe der Aufladung von Luftfahrzeugen im Fluge läßt sich weder nach Fuhrmann, noch nach Dieckmanns Versuchen Genaues sagen. Aus der Anzahl der Motoren, der von ihnen gelieferten Ladestromstärke und der annähernd bekannten Kapazität von Luftschiffen (12—20 000 cm) und Flugzeugen (1000 cm)[1]) läßt sich zwar ein Maß für die anfängliche Spannungszunahme in der Sekunde errechnen. Bei 4 Motoren mit je 0,1 μA Ladestromstärke (Fuhrmanns Höchstwert) ergäbe sich z. B. für ein Luftschiff von 12 000 cm = 0,0133 μF Kapazität ein anfänglicher Spannungsanstieg von $\frac{4 \cdot 0{,}1}{0.0133}$ $= 30 \frac{\text{Volt}}{\text{sec}}$; für ein einmotoriges Flugzeug entsprechend

$$\frac{1 \cdot 0{,}1}{0{,}00111} = 90 \frac{\text{Volt}}{\text{sec}}.$$

Zur Berechnung des weiteren Spannungsanstieges und der Endspannung müßte man aber erst den Isolationswiderstand der Luft für das Luftfahrzeug und die Leitfähigkeit der Auspuffgase ermitteln. Am Schlusse wird hierauf noch zurückzukommen sein.

4. Eigene Versuche über die Selbstaufladung und ihre Ausgleichung.

a) Allgemeines.

Am zweckmäßigsten ist es, den Spannungsanstieg und den Wert der Endspannung unmittelbar im fliegenden Luftfahrzeuge festzustellen, was sich mit Hilfe der im Teil I dieser Arbeit angegebenen Meßanordnung erreichen läßt.

Hierbei ist aber folgendes zu berücksichtigen: Bei den Laboratoriumsmessungen erhält man die richtige Kurve der zeitlichen Spannungszunahme, da man hier stets die Spannung des sich aufladenden Systems (Motor) gegenüber einem Bezugskörper konstanter Spannung (Erde) mißt.

Im Luftfahrzeug aber kann man nur die Spannungsdifferenz zwischen dem sich aufladenden System (Flugzeug oder Luftschiff) und einem darüber oder darunter befindlichen Punkte (Referenzpunkt des Kollektors) feststellen; und das Potential dieses Bezugspunktes ist nicht konstant, sondern ändert seinen Wert mit der Höhe der Eigenladung des Luftfahrzeuges (wegen der Deformation des elektrischen Feldes um das Luftfahrzeug durch dessen Eigenladung), so daß die mit Hilfe des Kollektors aufgenommene Zeit-Spannungskurve nicht die richtige Kurve des Spannungsanstieges ist, aus der man nach der Gleichung (4) die Ladestromstärke des Motors im Fluge erhalten könnte.

Es läßt sich zwar eine Formel aufstellen, aus der man nach den zwischen Kollektor und Flugzeug gemessenen Spannungswerten die Ladestromstärke richtig berechnen könnte. Doch müßte man auch hier die Anfangswerte dieser berichtigten Zeit-Spannungskurve haben, d. h. das Flugzeug müßte nach langem Gleitflug bei abgestelltem Motor seine Eigenladung gänzlich verloren haben, und man müßte dann den Spannungsanstieg bei plötzlichem Motoranlauf beobachten. Das läßt sich aber technisch schwer durchführen. Zudem herrschen beim Motoranlauf andere Verhältnisse als im stationären Lauf. Wir haben deshalb auf eine Ermittlung der Motorladestromstärke im Fluge verzichtet, zumal auch die Fuhrmannschen Messungen einen genügenden Anhalt für diese Größe geben.

b) Messungen.

Es wurde bei den Versuchen folgendes Verfahren eingeschlagen:

α) Vor dem Start wurde bei abgestelltem Motor die Spannung zwischen dem geerdeten Flugzeug und dem davon isolierten, auf dem Halterohr befindlichen Kollektor gemessen. Man erhält so die Richtung und relative Stärke des zurzeit herrschenden natürlichen Spannungsgefälles am Erdboden und kann (bei Annahme normaler Änderung des Spannungsgefälles mit der Höhe) die von ihm herrührende Spannungsdifferenz zwischen Flugzeug und Kollektor in der dann durchflogenen Höhe abschätzen.

β) Beim Probelauf des Motors vor dem Abflug wurde ebenfalls auf den Spannungsunterschied Flugzeug-Kollektor geachtet.

γ) Besonderer Wert wurde dann auf die Spannungsbeobachtung beim Anrollen und Abheben des Flugzeuges vom Erdboden gelegt.

δ) Im Fluge wurden die Hauptmessungen ausgeführt: Feststellung der Größe und Richtung der Spannung zwischen Flugzeug und Kollektor, Abhängigkeit dieses Spannungsunterschiedes von der Umdrehungszahl des Motors, Erprobung der verschiedenen Kollektoren, Feststellung ihrer Aufladezeit, Versuche zur Ausgleichung der Flugzeugladung usw.

Im ganzen wurden 30 Versuchsflüge ausgeführt: Flug 1 und 2 mit einer Sablatnig-Limousine (Eindecker mit 220 PS-Benz-Motor), die uns vom Flugzeugbau Sablatnig in dankenswerter Weise für diese Versuche zur Verfügung gestellt worden war; Flug 3 bis 6 mit 2 Sablatnig-Doppeldeckern (200 und 220 PS-Benz-Motoren), deren Benutzung auf der Strecke Berlin—Bremen uns der Lloyd-Luftverkehr Sablatnig freundlichst gestattete; für das Zustandekommen der Flüge 7 bis 15 mit einem L. V. G.-Doppeldecker (220 PS-Benz-Motor) haben wir dem Leiter der Flugstelle des Observatoriums Lindenberg, Herrn Prof. K. Wegener, zu danken; Flug 16 bis 30 wurden mit einem Halleschen Universitätsflugzeug (einer Ru-C I, Doppeldecker mit 160 PS-Mercedes-Motor) ausgeführt.

Gleich bei den ersten Flügen zeigte sich eine Abhängigkeit der Spannung zwischen dem Flugzeug und einem nach unten frei schwebend herausgelassenen Kollektor von der Drehzahl des Motors. Zur Bestimmung von Größe und Vorzeichen der Flugzeugeigenladung fehlt jedoch bei den Flügen 1 bis 4 eine genaue Kenntnis der Lage des Kollektors unterhalb des Flugzeuges und der Spannungsrichtung, deren Feststellung durch Nähern eines geriebenen Hartgummistabes an die Elektrometersonde nicht gelang.

Bei den folgenden Aufstiegen wurde daher der Kollektor starr nach oben befestigt und das Vorzeichen der Aufladung dadurch bestimmt, daß man den Innenkonduktor des Elektrometers mit einer kleinen Zamboni-Säule auf 20 V positiv oder negativ auflud und das dadurch bewirkte Zusammen- oder Auseinandergehen der Fäden beobachtete. Bei den großen zu messenden Spannungen (bis zu 1600 V) erwies sich diese Konduktorladung als zu gering; und erst bei Benutzung einer größeren Zamboni-Säule, die 150 V Spannung gab, konnten vollkommen eindeutige Vorzeichenbestimmungen gemacht werden. Um unbedingt zuverlässige Ergebnisse

[1]) Die elektrostatische Kapazität eines C-Flugzeuges (Doppeldecker, Zweisitzer) von 5,50 m Länge fanden wir durch im Laboratorium ausgeführte Modellmessungen zu rd. 1000 cm. Dazu wurden zwei untereinander und dem wirklichen Flugzeuge geometrisch ähnliche Modelle verschiedeer Größe benutzt, nach deren gemessenen Kapazitäten wir die Berechtigung zur Anwendung des Prinzips der geometrischen Ähnlichkeit prüften, um danach durch Multiplikation mit dem Vergrößerungsfaktor die Kapazität des wirklichen Flugzeugs zu berechnen.

Digitized by Google

zu erhalten, wurde stets das Verhalten der Elektrometerfäden sowohl bei positiver, als auch bei negativer Konduktorladung beobachtet.

c) Ergebnisse.

Über 20 zuverlässige Flüge, bei denen die Isolation des Kollektors, der Zuleitung und des Elektrometers nicht versagte, die Vorzeichenbestimmung einwandfrei war und der Kollektor eine genügend kurze Ladezeit besaß, zeigten stets dieselben Ergebnisse:

α) Die am Erdboden bei abgestelltem Motor vorgenommene Bestimmung des Spannungsunterschieds zwischen Kollektor und Flugzeug infolge des natürlichen Spannungsgefälles ergab einen Wert von 50—150 V in unmittelbarer Nähe der Flugzeughalle, wo das elektrische Feld durch die umgebenden Gebäude geschwächt war, und 200—500 V auf dem freien Flugplatz. Die Vorzeichenbestimmung zeigte stets die normale Richtung des natürlichen Spannungsgefälles an, d. h. der über dem Flugzeug angebrachte Kollektor war positiv gegenüber dem geerdeten Flugzeug.

β) Beim Probelauf des Motors änderte sich für geringe Drehzahlen die Größe dieses Spannungsunterschiedes nur wenig, da das Flugzeug bei geringer Drehzahl nur eine geringe Eigenladung annimmt. Bei 1200—1400 Umdr./min gingen jedoch die Elektrometerfäden erst bis zum Nullpunkt zusammen und dann wieder auseinander. Die bei diesen Drehzahlen vom Motor gelieferte Ladestromstärke ist so groß, daß sich das Flugzeug schon am Erdboden, trotz des Verluststromanteils über Räder und Sporn stark auflädt, und zwar positiv, da sich die Richtung des Spannungsunterschieds zwischen Kollektor und Flugzeug umkehrte.

γ) Beim Anlaufen des Motors zum Start zeigte sich ebenfalls dieses Zusammen- und Wiederauseinandergehen der Fäden, die beim Abheben des Flugzeuges vom Erdboden meist aus dem Gesichtsfelde verschwanden, so daß dann, wie erwähnt, der rechte Faden bei entladenem Elektrometer auf den äußersten rechten Skalenteil eingestellt und nur der Stand des linken Fadens abgelesen wurde.

δ) Im Fluge hatte der über dem Flugzeug befindliche Kollektor bei Vollgas mit 1340—1400 Umdr./min eine um 1050—1250 V geringere Spannung als das Flugzeug. Beim Drosseln des Motors ging dieser Spannungsunterschied herunter und betrug für 1200 Umdr./min nur noch 850 V; bei weiterem Drosseln nahm die Spannung zwischen Kollektor und Flugzeug noch mehr ab. In genügend langem Gleitflug wurde die Spannungsdifferenz allmählich zu Null und nahm dann wieder zu, wobei das Vorzeichen sich umkehrte, bis man schließlich nur noch das natürliche Spannungsgefälle feststellen konnte. Ein Wiederanlaufen des Motors brachte in kurzer Zeit nach Umkehrung des Vorzeichens wieder die vorigen Spannungswerte hervor, so daß der Beobachter unmittelbar aus der am Elektrometer abgelesenen Spannung die Drehzahl hätte angeben können.

Alle drei untersuchten Motortypen (160 PS-Mercedes, 200 und 220 PS-Benz) zeigten dieselbe Aufladung dem Vorzeichen und auch der Größe nach. Die Abweichungen der bei den einzelnen Flügen erhaltenen Werte von einander erklären sich leicht durch die verschiedene Feldgestaltung in der Umgebung der benutzten Flugzeuge und aus der verschiedenen Höhe der Kollektoren über dem Flugzeug. Ließ man aber bei einem Flugzeug den Kollektor in derselben Lage, so waren die (auch an verschiedenen Tagen gemessenen) Spannungswerte bei denselben Drehzahlen genau dieselben.

Von dem großen Beobachtungsmaterial geben wir in folgendem eine Auswahl der Beobachtungen von 6 Flügen wieder.

2. Flug (folgende Zahlentafel).

4. 4. 1921 vorm. 10 h in Johannisthal.

Flugzeug: Sablatnig-Limousine, Eindecker mit 220 PS-Benz-Motor.
Führer: Limbach.
Beobachter: Schlomka.
Elektrometer: Wulf 3735, Meßbereich 700 V.
Kollektor: radioaktiver Kollektor Nr. I, schwebend nach unten ausgelassen.
Wetter: SE-Wind, Dunstgrenze in 700 m Höhe, darüber Cu.

12. Flug.

2. 11. 1922 vorm. 11 h in Staaken.

Flugzeug: L. V. G.-Doppeldecker mit 220 PS-Benz-Motor.
Führer: Prof. K. Wegener.
Beobachter: Schlomka.
Elektrometer: Wulf 4704, mit Hartgummi-Zusatzisolator.
Kollektor: Radiothor-Kollektor Nr. III mit Starrbefestigung nach oben.
Wetter: W-Wind, Fr Cu, CiStr.

Beobachtungen im Fluge (vom 2. Flug):

Versuch Nr.	Zeit nach Start min	s	Elektrometer Volt	Drehzahl Umdr./min	Höhe über dem Boden m	Bemerkungen
3	6	40	0	1200	580	Aufladung
		45	300	(gedrosselt)		
	7	0	580			
		10	620			
			entladen			
4	7	15	0	»	»	»
		22	170			
		30	380			
		35	580			
			entladen			
5	8	0	380	»	»	»
		20	580			Endwert über 1000 Volt
6	8	30	120	1400		keine Aufladung; Schwankungen wegen Höhenänderungen des Kollektors
				(Vollgas)	600	
		40	170			
		48	165			
7	9	20	170	1280		
		28	260	(gedrosselt)	680	Aufladung
		35	300			
		45	380			
			entladen			
8	9	54	460	1240	680	Aufladung
	10	10	560	(gedrosselt)		
9	10	50	700	1400	715	Entladung
		55	460	(Vollgas)		
	11	0	300			
		5	195			
		10	165			
12	14	30	700	1400	700	Entladung
		33	580	(Vollgas		
		38	380	nach vor-		
		40	300	herigem		
		45	220	Drosseln)		
		55	195			
	15	3	185			
		15	150			
		25	150			Schwankungen wegen Höhenänderungen des Kollektors
		39	165			
		45	185			
		55	180			
	16	45	185		940	
		55	180			
	17	8	120	1410	980	
13	18	0	150			
		8	170	(gedrosselt)		Aufladung
		17	260			
		25	340			
		30	380			
		38	465			
		52	580			
		58	660	1260	940	Endwert über 1000 Volt

Beobachtungen (vom 12. Flug):

a) Vor Start: 340 V Ausschlag bei abgestelltem Motor. Bei positiver Konduktorladung gehen die Fäden zusammen, bei negativer auseinander.

b) Im Fluge: Rechten Faden auf Skt. + 80 gestellt. Der linke geht (bei Vollgas) in 1—2 s auf Skt. — 40 = 1250 V. Dreimal dasselbe Ergebnis. Bei positiver Konduktorladung erfolgt Auseinandergehen der Fäden.

c) Landungsgleitflug: Der sichtbare Faden geht langsam von Skt. — 40 über 0 auf + 10 bis + 20 = 650 bis 550 V zurück.

d) Nach Landung: Bei abgestelltem Motor 80 Skt. Gesamtausschlag = 390 V. Positive Konduktorladung bewirkt Zusammengehen der Fäden.

e) Isolationsprüfung (am folgenden Tage): Eine positive Aufladung des Systems (Elektrometer + Leitungsdraht + nicht laufender Wasserkollektor mit Starrbefestigung nach oben) auf 90 V ging in 2 min nur um 3 V herunter. Also sehr gute Isolation! In 2 min nur 3 vH Spannungsverlust über die beiden Tragflächenisolatoren, den Isolator des

Digitized by Google

Kollektors, die Elektrometer-Bernsteinisolation und durch luftelektrische Zerstreuung.

17. Flug.

5. 1. 1923 in Adlershof.

Flugzeug: Ru C I (Doppeldecker) mit 160 PS-Mercedes-Motor, Hallesches Universitätsflugzeug. Am Auspuff ist ein Sieb angebracht (Abb. 4).
Führer: Winter.
Beobachter: Schlomka.
Elektrometer: Wulf 4704, auf Luftkissen befestigt.
Kollektor: Radiothor-Kollektor (Nr. III) mit Starrbefestigung nach oben.

Beobachtungen:

a) Vor Start: Bei abgestelltem Motor 102 V Ausschlag. Positive Konduktorladung hat ein Zusammengehen der Fäden zur Folge, negative ein Auseinandergehen. Bei kurzem Probelauf des Motors (Flugzeug noch an derselben Stelle) 218 V Ausschlag.

b) Beim Start (Vollgas, Flugzeug berührt noch die Erde): Die Fäden gehen erst bis zum Nullpunkt zusammen, dann wieder auseinander.

c) Im Fluge: Rechten Faden auf Skt. + 80 gestellt. Linker Faden geht zuerst auf Skt. + 20 = 547 V, dann auf Skt. 0 = 700 V, schließlich auf Skt. — 40 = 1160 V. Vorzeichenbestimmung: Konduktor positiv: Fäden auseinander, Konduktor negativ: Fäden zusammen.

d) Landungsgleitflug: Linker Faden geht langsam auf Skt. + 50 = 247 V zurück. Kurz vor der Landung beträgt der Fadenabstand nur noch 30 Skt. = 144 V. Beim Berühren des Erdbodens gehen die Fäden bis zum Nullpunkt zusammen.

19. Flug.

5. 1. 1923 in Adlershof.

Flugzeug, Beobachter, Elektrometer, und Kollektor wie beim 17. Flug. Am Auspuff kein Sieb.
Führer: Peckmann.

Beobachtungen:

a) Vor Start: Bei abgestelltem Motor 134 V Ausschlag. Bei + Ladung des Konduktors: Fäden gehen zusammen. Bei — Ladung des Konduktors: Fäden gehen auseinander.

b) Beim Start (Vollgas, Räder berühren noch die Erde): Fäden gehen bis zum Nullpunkt zusammen und dann wieder auseinander.

c) Im Fluge: Rechten Faden auf Skt. + 80 gestellt. Der linke Faden geht auf Skt. — 10 = 855 V. + Ladung des Konduktors: Auseinandergehen der Fäden. — Ladung des Konduktors: Zusammengehen der Fäden. Bei 1200 Umdr. pro min: linker Faden geht von — 10 Skt. (855 V) auf + 20 Skt. (547 V). Bei 1340 Umdr./min: linker Faden geht vom + 30 Skt. (345 V) auf — 20 Skt. (1010 V). Bei 1200 Umdr./min: linker Faden geht vom — 20 Skt. (1010 V) auf + 20 Skt. (547 V). Bei 1340 Umdr./min: linker Faden geht vom + 20 Skt. (547 V) auf — 20 Skt. (1010 V). Darauf in dichtem Nebel auch bei Vollgas nur 30 Skt. Fadenabstand = 144 V (Isolationsstörung!).

d) Landungsgleitflug: Fadenabstand 9—10 Skt. = 0—15 V. Als kurze Zeit Gas gegeben wird, gehen die Fäden auf 80 Skt. = 390 V auseinander. Dieser Ausschlag geht bei weiterem Gleitflug wieder allmählich herunter. Beim Berühren des Erdbodens erfolgt Zusammengehen der Fäden bis zum Nullpunkt.

20. Flug.

6. 1. 1923 in Adlershof.

Flugzeug, Beobachter, Elektrometer und Kollektor wie beim 17. Flug.

Führer: Winter.

Beobachtungen:

a) Vor Start: 92 V.

b) Im Fluge: Nach Verlassen des Erdbodens gehen die Elektrometerfäden in 60 s von 0 auf 642 V. Aufladezeit des Radiothor-Kollektors (Nr. III): 3 s. Vorzeichenbestimmung: Bei positiver Konduktorladung: Fäden auseinander. Bei negativer Konduktorladung: Fäden zusammen. Rechter Faden auf Skt. + 80 gestellt. Bei Vollgas: Der linke Faden geht von + 20 Skt 547 V auf — 25 Skt. = 1000 V in 15 s. Kollektoraufladezeit: 4 s. Bei 1200 und 1120 Umdr./min: + 10 Skt. = 855 V. Bei Vollgas: — 30 Skt. = 1055 V.

c) Gleitflug: Die Fäden gehen bis zur Nullstellung zusammen. Die Auspuffgase streichen auf den Kollektor.

d) Nach Landung: 272 V. Bei + Ladung des Konduktors: Fäden zusammen. Bei — Ladung des Konduktors: Fäden auseinander.

29. Flug.

7. 4. 1923 vorm. 11 h 40 in Adlershof.

Flugzeug: Ru C I (Doppeldecker) mit 160 PS-Mercedes-Motor, Hallesches Universitätsflugzeug.
Führer: Winter.
Beobachter: Schlomka.
Elektrometer: Wulf 3735, auf Luftkissen.
Kollektor: Radiothor-Kollektor (Nr. III) mit Starrbefestigung nach oben, 85 cm höher als die Auspuffmündung.
Die Auspuffgase müssen ein 1,85 m langes Ofenrohr, das 20 cm über der oberen Tragfläche angebracht ist, durchstreichen.

Beobachtungen:

a) Vor Start: 90 V (vor der Halle). Bei positiver Konduktorladung erfolgt Zusammengehen, bei negativer Auseinandergehen der Fäden. Bei abgestelltem und bei langsam laufendem Motor 308 V (auf dem Flugplatz). + Ladung des Konduktors bewirkt Zusammengehen der Fäden. Rechten Faden auf Skt. + 80 gestellt. Bei hoher Umdrehungszahl des Motors geht der linke Faden auf — 10 Skt. = 660 V. — Ladung des Konduktors läßt die Fäden zusammengehen.

b) Im Fluge: Bei 1380 Umdr./min — 70 Skt. = 1090 V. Bei 1200 Umdr./min — 30 Skt = 800 V.

c) Gleitflug: Die Fäden gehen allmählich zusammen.

30. Flug.

7. 4. 1923 nachm. 12 h 10 in Adlershof.

Flugzeug, Führer, Beobachter, Elektrometer, Kollektor wie bei Flug 29. Das Ofenrohr hinter dem Auspuff ist entfernt.

Beobachtungen:

a) Vor Start: Rechten Faden auf + 80 Skt. gestellt. Der linke geht dann (Motor läuft nicht) auf + 35 Skt. = 316 V.

b) Im Fluge: Bei Vollgas linker Faden auf — 75 Skt. = 1120 V. Bei 1200 Umdr./min linker Faden auf + 40 Skt. = 280 V. Bei 1400 Umdr./min linker Faden auf — 10 Skt. = 660 V. Auf diesem Werte bleibt der Faden etwa 30 s und geht dann wieder auf — 75 Skt. = 1120 V. Flugzeug inzwischen gefallen. Um höher steigen zu können, Druck gepumpt; Benzinbehälter war undicht. Bei 1400 Umdr./min linker Faden auf — 70 Skt. = 1090 V. Bei 1200 Umdr./min linker Faden auf + 40 Skt. = 280 V. Bei Vollgasgeben (1400 Umdr./min) geht der linke Faden in 30 s stetig wieder auf — 70 Skt. = 1090 V. Beim Drosseln auf 1200 Umdrehungen geht der linke Faden in 5 s auf + 40 Skt. = 280 V, bei Vollgasgeben wieder nach 3 s auf — 10 Skt = 660 V nach 7 s auf — 40 Skt. = 870 V.

d) Versuche zur Ausgleichung der Flugzeugeigenladung.

Als Ursache der Flugzeugeigenladung kommt die Reibung der Tragflächen oder des Propellers mit der umgebenden Luft nicht in Betracht, da nach Versuchen von G. C. Simpson [1] auch bei den vorkommenden Fluggeschwindigkeiten durch Anblasen von Holzstücken keine merkliche Aufladung eintritt. Spring [2] erhielt zwar durch Anblasen einer Messingkugel mit trockener Luft eine Aufladung; jedoch ist deren Höhe von viel geringerer Größenanordnung als die im Flugzeug beobachtete. Wir erhielten beim Beblasen von Holzstücken mit Wind von 40—50 m/s Geschwindigkeit im Höchstfalle eine Aufladung des Holzes auf 9 V.

Auch der Magnet des Motors kann keine Quelle der Flugzeugeigenladung sein, da die von ihm erzeugten Elektrizitätsmengen sich gegenseitig ausgleichen.

[1] H. Gerdien, Jahrb. d. Wiss. Ges. f. Flugtechn. 2, 179, 1914.
[2] W. Spring, Bull. de l'acad. Roy. de Belg. (3) 4, 23, 1882.

Digitized by Google

Veranlaßt durch Benzinbrände in chemischen Wäschereien und durch Explosionen von Benzintanks, hat man die elektrische Erregbarkeit von Benzin im allgemeinen[1]) und insbesondere die Aufladung der Auffang- und Ausströmgefäße von Benzin untersucht, das unter Druck aus feinen Öffnungen ausfließt[2]). Die hierbei festgestellten Aufladungen des Benzins oder der Gefäße gehen bis zu 3000 V. Es könnte also vielleicht das aus dem Zerstäuber kommende Benzin zur Flugzeugaufladung beitragen, was aber unwahrscheinlich ist, da das Benzin beim Vergasen und Verbrennen in so innige Berührung mit den Metallteilen kommt, daß sich die beiden entgegengesetzten Ladungen wohl wieder vereinigen.

Ferner hat man auch bei ausströmendem Wasserstoff hohe Aufladungen festgestellt[3]), die eine Ursache für die Aufladung von Ballonen bei ihrer Füllung sind. Für die Entstehung dieser Ladungen ist das Vorhandensein staubförmiger Verunreinigungen des Gases notwendige Bedingung. Ähnlich werden wohl auch beim Flugzeugmotor die Auspuffgase, die an nicht gasförmigen Fremdkörpern in fein verteiltem Zustande (Ruß, Öl) reich sind, durch Reibung die Flugzeugaufladung bewirken.

Jedenfalls muß, da sich das Flugzeug positiv elektrisch auflädt, die negative Ladung mit den Auspuffgasen weggeführt werden.

Das konnten wir auch durch Versuche bestätigen. Der Flugzeugmotor lief in der Halle, und die Abgase mußten entweder durch ein isoliertes Drahtnetz oder Messingrohr streichen oder wurden in einem kannenförmigen Gefäß aufgefangen. Es luden sich dann das Drahtnetz bei 600 Umdr./min auf 60 V negativ, bei 1060 Umdr. pro min auf 105 V negativ; das Messingrohr bei 1010 Umdr./min auf 90—105 V negativ; das Auffanggefäß bei 600 und 1200 Umdr./min auf 60—90 V negativ. Die Auspuffgase waren also tatsächlich negativ elektrisch geladen. Der Aufladevorgang des Flugzeuges besteht also (mindestens zum Teil) in der Ablösung negativ geladener Abgase vom Flugzeug.

Da beim Durchstreichen eines Siebes die Aufladung des ausströmenden Wasserstoffes abnimmt (Ritter, l. c.), so vermuteten wir, daß auch in unserm Falle die negative Ladung der Auspuffgase sich zum Flugzeug zurückleiten lassen und so einen Ausgleich der positiven Flugzeugladung herbeiführen würde. Zu diesem Zwecke brachten wir am Auspuff ein Drahtnetz an, durch das die Auspuffgase streichen mußten (Abb. 4, Flug 17) oder leiteten die Abgase durch ein 1,85 m langes Rohr (Flug 29). Beide Anordnungen hatten jedoch keinen Einfluß auf die Höhe der Flugzeugeigenladung.

Deshalb versuchten wir, die Aufladung durch Ausgleicher zu beseitigen, die wir metallisch mit dem Motor verbanden und während des Fluges 1 m unterhalb des Flugzeuges hinausbrachten. Es wurden als Ausgleicher benutzt der Dreidüsenzerstäuber, der Radiothor-Kollektor und ein kleiner stromlinienförmiger Wasserkasten mit 12 seitlichen Öffnungen an der Stelle größten Querschnitts. Das Wasser floß diesem Kasten durch das Rohr, an dem er hinuntergeschoben wurde, aus einem im Beobachterraum befindlichen Wassersack zu.

Auch hierdurch nahm die Höhe der Flugzeugladung meistens gar nicht, in einzelnen Fällen nur eben merklich ab. Der Grund für den negativen Erfolg dieser Ausgleicherversuche ist der, daß der Ladestrom des die Ladung bewirkenden Prozesses groß ist gegenüber dem von den Ausgleichern gelieferten Entladestrom. Eine Überschlagsrechnung bestätigt das: Den Leitwert des Radiothor-Kollektors hatten wir zu $4 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$ erhalten (Abschnitt I 3b, am Schluß), den des Dreidüsenzerstäubers zu höchstens $5 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$ (Abschnitt I 3c, am Schluß). Auch sonst schon untersuchte Kollektoren haben ähnliche Leitwerte. So beträgt der des Lutzeschen Wasserkollektors mit Saug-Druck-Zerstäubung nach Messungen von Fuhrmann bei guter Zerstäubung $4 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$. Für Wassertropfkollektoren[4]) findet man $1—2 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$.

Im günstigsten Falle kann man also bei den bisher verwendeten Ausgleichern einen Leitwert von $5 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}$ ansetzen.

Bei unseren Flugversuchen waren die Ausgleicher so tief unter das Flugzeug gesenkt worden, daß der Punkt, an dem sie sich befanden, eine Spannung von etwa 100 V gegen das Flugzeug besaß. Der über den Ausgleicher fließende Entladestrom war also höchstens:

$$5 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}} \cdot 100 \text{ Volt} = 5 \cdot 10^{-9} \text{ Amp.}$$

Der Ladestrom eines Flugzeugmotors beträgt aber nach Fuhrmanns Messungen bei 820 bis 1120 Umdr./min 6 bis $10 \cdot 10^{-8}$ A.

In 5 bis 30 s nach einer Änderung der Drehzahl ist die Aufladung beendet, und das Flugzeug hat die der Drehzahl des Motors entsprechende Grenzspannung V_∞ angenommen. Dann wird die gesamte vom Motor gelieferte Elektrizitätsmenge in die Atmosphäre abgeführt (vgl. Abschnitt II 1), zum kleinen Teil durch luftelektrische Zerstreuung (i_{W_2}), zum größeren Teil durch die Auspuffgase, deren Entladestromstärke (i_{W_3}) dann also 6 bis $10 \cdot 10^{-8}$ A beträgt.

Das Hinzufügen eines Ausgleichers bedeutet, daß eine neue Stromkomponente i_{W_4} zu dem bisherigen Verluststrom hinzutritt. Dem entspricht also eine Vergrößerung von iW, d.h. eine Verkleinerung von W, womit nach der Gleichung $V_\infty = i_L \cdot W$ eine Verkleinerung von V_∞ verbunden sein müßte.

Tatsächlich zeigte sich nun auch beim Hinausschieben der Ausgleicher im Fluge mitunter eine kleine Abnahme der Spannung zwischen Meßkollektor und Flugzeug, meistens hatte der Kollektor jedoch keinen Einfluß, was nach den vorstehenden Zahlenangaben ja auch begreiflich ist, da die über den Ausgleicher fließende Entladestromstärke nur etwa 5 vH der Ladestromstärke beträgt.

Allgemein ist auch klar, daß man durch derartige Ausgleicher, wenn man ihren Leitwert durch Verstärkung der radioaktiven Präparate oder günstigere Gestaltung vergrößert oder mehrere Ausgleicher zugleich verwendet, die Flugzeugeigenladung zwar um einen gewissen Betrag herabsetzen kann, daß aber eine vollkommene Ableitung der Eigenladung durch Ausgleicher grundsätzlich unmöglich ist, solange der Aufladeprozeß andauert.

Denn die Motorladestromstärke i_L ist bei bestimmter Drehzahl konstant, d. h. unabhängig von der Höhe der Eigenladung des Flugzeuges. Die Entladestromstärke des Ausgleichers ist aber veränderlich, nämlich das Produkt des konstanten Leitwerts λ und der variablen Spannungsdifferenz zwischen dem mit dem Ausgleicher leitend verbundenen System und dem Luftpunkte, an dem sich der Ausgleicher befindet. Die Wirkung des Ausgleichers nimmt also proportional der Spannung ab, die er beseitigen soll.

Für vollkommene Vermeidung der Aufladung ($V_\infty = 0$) müßte $W = 0$ gemacht werden, was sich natürlich nicht ausführen läßt. In Wirklichkeit kann man so nur eine Annäherung an die vollkommene Ausgleichung erreichen, was allerdings für Messungen des luftelektrischen Spannungsgefälles noch nicht genügt, wenn auch eine gefährliche Höhe der Aufladung auf diese Weise vermieden werden kann.

Würde man z. B. einen 10 mal so stark wirkenden Ausgleicher $\left(\text{oder 10 Stück von je } 5 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Amp}}{\text{Volt}}\right)$ verwenden und bis zu einem Punkte hinunterlassen, der eine um 1000 V niedrigere Spannung besäße als das Flugzeug, so würde zwar zunächst ein Entladestrom von $5 \cdot 10^{-7}$ A über den Ausgleicher fließen. Dadurch würde ein Teil der Flugzeugeigenladung beseitigt und der Spannungsunterschied zwischen Ausgleicher und Flugzeug verringert werden, infolgedessen auch der diesem Spannungsunterschied proportionale Entladestrom abnehmen, bis er unter den Wert des Motorladestroms gesunken wäre. Das träte ein, wenn die durch den Ausgleicher gehende Niveaufläche eine um 200—120 V tiefere Spannung besäße als das Flugzeug selber.

Dieses in der Umgebung von Flugzeugen von ihrer Eigenladung herrührende elektrische Feld ließe sich zwar prinzipiell durch noch stärker wirkende Ausgleicher noch weiter verkleinern; praktisch wird man jedoch so stark wirkende Ausgleicher kaum verwenden.

Zudem haben unsere Flugzeugmessungen gezeigt, daß das von der Eigenladung herrührende Spannungsgefälle in der Nähe des Flugzeugs 2000 V/m nie überschreitet. Größere Spannungsgefälle (etwa durch Gewitter verursacht) können mit einem Ausgleicher stets auf diesen gefahrlosen Wert herabgedrückt werden, so daß, wenn es sich etwa um ein Luftschiff handelt, eine Zündungsgefahr durch elektrische Entladung ausgeschlossen ist. Der Ausgleicher muß jedoch an einer Stelle angebracht werden, an der ein verhältnismäßig starkes elektrisches Feld

[1]) M. Richter, Die Benzinbrände in den chemischen Wäschereien, Berlin 1893; Just, Zs. f. Elektrochemie **10**, 202, 1904.

[2]) M. Richter, Die chem. Industr. **35**, 833, 1913; F. Dolezalek, Die chem. Industr. **35**, 166, 1912; **36**, 33, 1913; D. Holde, Ber. d. d. Chem. Ges. **47**, 3239, 1914; Zeitschr. f. Elektrochemie **22**, 1 u. 195, 1916; Verh. d. d. Physik. Ges. **21**, 465, 1919.

[3]) W. Nusselt, Zs. d. V. d. Ing. **66**, 203, 1922; Zs. f. Flugt. u. Motorl. **13**, 120, 1922; P. Pethmann, Zs. d. V. d. Ing. **66**, 938, 1922; F. Ritter, Zs. f. techn. Phys. **3**, 222, 1922.

[4]) E. v. Schweidler, Wien. Akad.-Ber. (IIa) **107**, 226, 1898; V. Conrad, Wien. Akad.-Ber. (IIa) **111**, 339, 1902.

Digitized by Google

herrscht, und muß einen möglichst großen Leitwert besitzen, um plötzlich auftretende große Spannungsdifferenzen schnell beseitigen zu können.

Das dann aber noch nahe am Flugzeuge vorhandene Spannungsgefälle übertrifft das natürliche luftelektrische um ein Vielfaches und ändert dazu seinen Wert mit der Motordrehzahl, so daß das Flugzeug zur Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles mit einem Meßkollektor und zusätzlichen Ausgleichern nicht zu verwenden ist. Man wird dieses Ziel aber wohl mit einer komplizierteren Apparatur erreichen, wenn man nach einem Vorschlage von M. Dieckmann im Flugzeuge zwei Meßkollektoren in verschiedenem Abstande benutzt. Kennt man nämlich durch Modellmessungen in einem künstlichen elektrostatischen Felde die Feldgestaltung um ein Flugzeug herum, wenn dieses ungeladen ist und bestimmte Eigenladungen besitzt, so genügen gleichzeitige Messungen im Fluge mit zwei Kollektoren zur Bestimmung der Eigenladung des Flugzeugs und des ungestörten luftelektrischen Spannungsgefälles am Orte des Flugzeugs. Ähnlich haben bereits früher Boernstein [1]) und Tuma [2]) im Freiballon drei und vier Meßkollektoren verwendet, um zugleich die Eigenladung des Ballons und das ungestörte luftelektrische Spannungsgefälle zu messen.

Ein gangbarer Weg zur vollkommenen Beseitigung der Flugzeugeigenladung und damit zur Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles mit nur einem Meßkollektor scheint uns nur in der Richtung zu liegen, daß man einen von der Höhe der Aufladung unabhängig wirkenden Ausgleicher schafft, durch Verhinderung des Entweichens geladener Abgase oder durch Vermeidung des elektrizitätserregenden Vorganges im Motor selbst.

e) Eigenpotential des Flugzeugs.

Bei der Messung der Höchstaufladung eines Motors am Stand gibt V_∞ die Spannung des Motors gegenüber der Erde an. Die entsprechende Größe für ein Flugzeug in der Luft stellt dessen Eigenpotential dar. Aus der gemessenen Spannungsdifferenz Flugzeug gegen Kollektor kann man (mit oder ohne Berücksichtigung des luftelektrischen Spannungsgefälles am Orte des Flugzeugs) dieses Eigenpotential annähernd berechnen und daraus durch Multiplikation mit der Kapazität des Flugzeugs die auf ihm vorhandene freie Elektrizitätsmenge bestimmen.

Nach einer auf Grund der Potentialtheorie angefertigten, überschlägigen Zeichnung des Verlaufs der Niveauflächen muß das Flugzeug auf 3000 bis 10 000 V aufgeladen sein, damit zwischen ihm und einem 1 m über der Auspuff-Horizontalebene befindlichen Meßkollektor die von uns gemessenen Spannungsdifferenzen von 1000 bis 2000 V herrschen. Bei einer Flugzeugkapazität von 1000 cm (nach unseren Messungen; vgl. Abschnitt II 3d, Fußnote) würde demnach auf dem Flugzeuge eine freie Elektrizitätsmenge von $\frac{1}{3}$ bis $1 \cdot 10^{-5}$ Coulomb vorhanden sein.

Genauere Werte des Eigenpotentials erhält man, wenn man ein Flugzeugmodell soweit auflädt, daß zwischen dem Kollektorpunkt und dem Flugzeuge das bei den Flügen gemessene Spannungsgefälle herrscht. Zur Berücksichtigung des luftelektrischen Spannungsgefälles hat man das aufzuladende Modell noch in ein künstliches elektrostatisches Feld zu bringen, das an Stärke dem natürlichen luftelektrischen Felde entspricht.

f) Abhängigkeit der Selbstaufladung von der Motorleistung.

Für die Abhängigkeit der Selbstaufladung von der Motorleistung erhält man folgendes Bild:

Aus den Fuhrmannschen Messungen kann man folgern, daß die Ladestromstärke i_L zunächst mit der Motorbelastung B wächst und dann nach flachem Maximum wieder abnimmt; in Abb. 6 bezeichnen die kleinen Kreuze die gemessenen Werte; die angegebenen Koordinatenmaßstäbe gelten nur hierfür. Die Streuung der Punkte, verursacht durch die wechselnden Werte des Widerstands der Isolatoren, ist ziemlich groß. In erster Annäherung kann man einen aus drei aneinandergesetzten Geraden bestehenden Linienzug als schematische Darstellung des Ladestrom-Belastungs-Diagramms annehmen. Diese drei Geraden I, II und III sind in Abb. 6 eingezeichnet; die Neigung der Geraden III ist für die folgende Berechnung von geringem Einfluß.

Da die Leitfähigkeit der Auspuffgase mit zunehmender Belastung größer wird (die Auspufftemperatur nimmt bei Fuhrmanns Messungen von 50 auf 220° zu), der Widerstand W_3 der Gase also kleiner, so kann man als ersten Anhalt W_3 umgekehrt proportional der Belastung B annehmen, also $W_3 = \frac{b}{B}$ setzen. Daß das Endergebnis sich auch bei Annahme einer anderen negativen Potenz von B nicht wesentlich ändert, ist leicht einzusehen.

Den Verlauf der Endspannung V_∞ mit der Motorleistung erhält man mit den früheren Ansätzen (Abschnitt II 1) aus der Gleichung $V_\infty = i_L \cdot W$ durch folgende Überlegung:

Für den gesamten »Isolationswiderstand« W gilt:

$$\frac{1}{W} = \frac{1}{W_1} + \frac{1}{W_2} + \frac{1}{W_3}, \quad \text{also} \quad W = \frac{W_1 \cdot W_2 \cdot W_3}{W_1 \cdot W_2 + W_1 \cdot W_3 + W_2 \cdot W_3}.$$

Mit der Annahme $W_3 = \frac{b}{B}$ wird

$$W = \frac{b \cdot W_1 \cdot W_2}{B \cdot W_1 \cdot W_2 + (W_1 + W_2) b}.$$

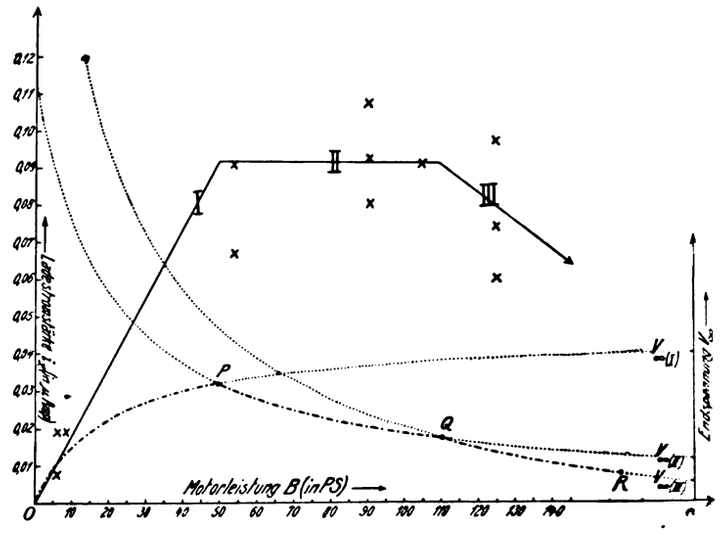


Abb. 6.

Die Gleichungen der drei Geraden I, II und III für i_L in Abb. 6 mögen lauten:

I′) $i_L = a \cdot B$, d. h. i_L nimmt proportional B zu;
II′) $i_L = c$, » » » ist konstant;
III′) $i_L = e - d \cdot B$, » » » nimmt proportional der Zunahme von B ab.

Setzt man diese Werte von i_L und den Wert von W in die Gleichung $V_\infty = i_L \cdot W$ ein und zieht die Konstanten in die Werte C_1, C_2, C_3, C_4 zusammen, so erhält man:

$$V_\infty = \frac{a \cdot B \cdot b \cdot W_1 \cdot W_2}{B \cdot W_1 \cdot W_2 + (W_1 + W_2) b} = \frac{a \cdot C_1 \cdot B}{B \cdot C_2 + C_3} \quad \text{(I″)}$$

$$V_\infty = \frac{c \cdot b \cdot W_1 \cdot W_2}{B \cdot W_1 \cdot W_2 + (W_1 + W_2) b} = \frac{c\, C_1}{B \cdot C_2 + C_3} \quad \text{(II″)}$$

$$V_\infty = \frac{(e - d\,B)\, b \cdot W_1 \cdot W_2}{B \cdot W_1 \cdot W_2 + (W_1 + W_2) b} = \frac{C_4 - C_1 \cdot d \cdot B}{B\, C_2 + C_3} \quad \text{(III″)}$$

Das sind die Gleichungen von drei Hyperbeln, deren hier in Betracht kommende Kurventeile in Abb. 6 punktiert eingezeichnet sind.

Entsprechend den drei Geraden I, II und III ist die Kurve $V_{\infty\,(I)}$ nur vom Nullpunkt O bis zum Punkte P, $V_{\infty\,(II)}$ von P bis Q, $V_{\infty\,(III)}$ von Q ab zu nehmen. Man erhält so den strichpunktierten Verlauf $O\,P\,Q\,R$ für V_∞, der besagt, daß die Endspannung eines sich selbst aufladenden Motorluftfahrzeuges mit zunehmender Motorbelastung zunächst ansteigt und nach Überschreitung eines Maximums wieder abnimmt. V_∞ verschwindet erst für $i_L = 0$.

Dieser aus den Fuhrmannschen Messungen abgeleitete schematische Verlauf von V_∞ entspricht vollkommen unseren Flugzeugbeobachtungen und auch den Dieckmannschen Messungen: Bei Flug 5—30 befanden wir uns auf dem aufsteigenden Teil der V_∞-Kurve von O bis P: Zunahme der beobachteten Endspannung mit Zunahme der Motordrehzahl, Abnahme der Spannung mit Abnahme der Drehzahl. Bei Flug 3 und 4 hatten wir gerade das Übergangsgebiet der Kurve bei P: bald Zunahme, bald Abnahme der Endspannung mit zunehmender Drehzahl. Bei Flug 1 und 2 waren wir auf dem absteigenden Teil $P\,Q\,R$: mit zunehmender Drehzahl Abnahme der Spannung, und umgekehrt. Dieckmann befand sich ebenfalls mit seinem Fahrradmotor auf diesem absteigenden Teil der V_∞-Kurve; das erreichte Endpotential sank mit wachsender Drehzahl.

[1]) R. Boernstein, Wied. Ann. d. Phys. **62**, 680, 1897.
[2]) J. Tuma, Wien. Akad.-Ber. (IIa) **108**, 227, 1899.

Digitized by Google

Über die Höchstaufladung eines bestimmten Motors läßt sich von vorneherein nichts Bestimmtes sagen, da die Ausgleicherwirkung der Abgase von der Anordnung des Auspuffs und von der Motorstärke abhängt. Im allgemeinen befindet man sich bei den im Fluge üblichen Drehzahlen für stärkere (220 PS) Motoren auf dem absteigenden Ast der V_∞-Kurve, für schwächere (160 PS) Motoren auf dem ansteigenden Teil.

Ergebnis der Arbeit.

Es ist ein brauchbares Verfahren zur Messung elektrischer Spannungen von Flugzeugen und Luftschiffen aus entwickelt und erprobt worden. Die Messungen im fliegenden Flugzeuge ergaben, übereinstimmend mit früheren Laboratoriumsmessungen, eine beträchtliche positive Selbstaufladung des Motors und negative Ladung der Auspuffgase. Die Höhe dieser Ladung des Flugzeugs hängt von der Motorleistung ab. Eine Beseitigung der Flugzeugeigenladung durch Ausgleicher ist möglich in einem für technische Zwecke (Zündungsgefahr von Luftschiffen) genügenden Maße. Zur ungestörten Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles jedoch läßt sich das Flugzeug seiner Selbstaufladung wegen nicht verwenden, wenn man sich auf die einfache Anordnung mit nur einem Meßkollektor und Ausgleichern beschränkt. —

Die Kosten dieser Arbeit wurden hauptsächlich von der Aerophysikalischen Stiftung Halle getragen; einen Zuschuß gewährte auch die Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft. Aus dem Physikalischen Institut und dem Laboratorium für angewandte Physik der Universität Halle wurden Instrumente und andere Einrichtungen benutzt.

Halle a. S., im Mai 1924.

Berichtigung:

Heft 13/14, Seite 154, Spalte 2, Textzeile 10 von unten lies: »Diese 5 vH Fehler der Spannungsablesung im Flugzeuge bewirken für die Ladezeit eine Ungenauigkeit von etwa 20 vH.« statt: »da der Fehler der Spannungsablesung im Flugzeuge etwa 5 vH ist.«

Textzeile 7 von unten lies: »25 vH« statt: »10 vH«.

Seite 155, Spalte 1, Zeile 3 von oben lies: »Die Lade- oder Halbwertzeit ist daher nur ein relatives Maß für die Wirksamkeit verschiedener Kollektoren oder Ausgleicher bei ungeänderter Versuchsanordnung. Das Absolutmaß, unabhängig von der Kapazität, ist vielmehr die Entladestromstärke pro Volt Spannungsdifferenz.« statt: »Maßgebend für die Wirksamkeit eines Kollektors oder Ausgleichers ist nicht die Ladezeit, sondern seine Entladestromstärke pro Volt Spannungsdifferenz.«

Bücherbesprechungen.

Heft 5 der Sammlung »Werdegang der Entdeckungen und Erfindungen« bringt aus der Feder eines der Leiter der Vereinigten Glanzstoffabriken Elberfeld, des Herrn Dr. Zart, eine anregende Übersicht über **„die Entwicklung der chemischen Großindustrie“**. Hat uns das bereits besprochene Heft 9 der Sammlung die Entwicklung der Chemie zur Wissenschaft vor Augen geführt, so zeigt uns das vorliegende Heft, welche Erfolge der Mensch stets errungen hat, wenn er erst eine Wissenschaft ausgestaltet und es dann verstanden hat, die Errungenschaften einer Wissenschaft einer praktischen Verwertung zuzuführen; und speziell als ein Vorzug der Deutschen wird allgemein gerühmt, daß wir es wie keine andere Nation verstanden haben, Wissenschaft und Technik sich gegenseitig befruchten zu lassen. Als jüngsten Träger einer solchen glücklichen Kombination dürfen wir wohl die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt bezeichnen, die ein notwendiges und erfolgreiches Bindeglied darstellt zwischen dem rein intuitiven und aufs rein praktisch gerichteten Geiste des Fliegers einerseits und dem auf wissenschaftliche Beherrschung physikalischer und chemischer Vorgänge angewiesenen Luftschiff-, Flugzeug- und Motorkonstrukteur anderseits. Der Luftfahrer wird daher in der vorliegenden Schrift eine große Zahl von Einzelheiten finden, die ihm in ihrem Zusammenhange bisher vielleicht unbekannt waren. Wir Deutschen werden speziell auf Schritt und Tritt daran gemahnt, daß auch die beste wirtschaftliche Beherrschung einer Materie nicht in der Lage ist, sie auf die Höhe einer Großindustrie zu führen, wenn ihr nicht eine machtvolle Staatsautorität zur Seite steht. Wir sehen, wie die Anfänge der chemischen Großindustrie sich zunächst in Frankreich entwickeln, machtvoll gefördert durch Napoleon, der mit klarem Blick erkannte, daß eine chemische Industrie, die er großzuziehen verstände, ihrerseits wieder in der Lage wäre, seinen Staat zu stützen, und welche Bedeutung die chemische Industrie als Waffe im weitesten Sinne des Wortes haben kann, haben wir in dem größten aller Kriege an uns selbst zunächst mit Freude erfahren dürfen, und dann mit Schmerzen erfahren müssen.

Die chemische Industrie hat zunächst mit dem Ausbau der sogenannten anorganischen Chemie, d. h. der Chemie, die sich nicht mit Kohlenstoffverbindungen befaßt, begonnen, indem sie sich hauptsächlich mit der Industrie der Schwefelsäure und der Soda befaßte, einer Industrie, die noch heute der Lehrmeister jeglicher chemischen Industrie genannt zu werden verdient. Eine Verbindung zum organischen Leben, und zwar zu dem der Pflanzen, fand sich dann in der Industrie der Düngemittel, die hauptsächlich auf den wissenschaftlichen Arbeiten Liebigs fußte.

In der Mitte des Jahrhunderts fing dann die organische Chemie, und zwar diesmal in England an, festen Boden zu gewinnen. Perkin, Schüler und Assistent des berühmten Berliner Chemikers, August Wilhelm von Hofmann, war es, der die Farbstoffindustrie schuf, die später ein Dominium der deutschen Chemie wurde und bis kurz vor dem Kriege die deutsche chemische Industrie zu einer ungeahnten Höhe und Blüte geführt hat. Der Indigo, das Fuchsin, das Alizarin und andere Teerfarbstoffe waren Marksteine in seiner Entwicklung. Mit Recht kennzeichnet diesen Übergang der anorganischen zur organischen Chemie der Verfasser mit den Worten: »War es das Le Blanc-Sodaverfahren gewesen, das die Jugend des chemischen Großgewerbes betreut hatte, so übernahm die weitere Führung die Farbstoffchemie. Diese wuchs aus dem von England herübergetragenen Samenkorn in Deutschland zu einem Baume aus, der die Erde überschattete, und unter dessen Schutz die mannigfachsten anderen chemischen Betriebe emporblühten«. Als ein Symbol dieser Entwicklung kann betrachtet werden, daß noch heute eine der ältesten und größten deutschen chemischen Fabriken den Namen führt, »Badische Anilin- und Sodafabrik«, die sich allerdings um den Rang als größte vielleicht streiten kann mit den Farbenfabriken vorm. Friedrich Bayer u. Co. in Leverkusen bei Köln, deren Generaldirektor Carl Duisberg in dem Heft von Zart ausdrücklich erwähnt und abgebildet, heute der unbestrittene Führer der chemischen Industrie ist und auch ihr berufener Vertreter in allen wirtschaftlichen und industriellen Organisationen, mit denen die chemische Industrie überhaupt Berührungspunkte hat.

In diesem Zusammenhange hätte der Verfasser allerdings vielleicht, als er von einem Schüler Liebigs in Offenbach spricht, auch den Namen dieses Schülers, nämlich K. Oehler, erwähnen können, in dessen Offenbacher Fabrik (die heute durch Griesheim Elektron gleichfalls der Interessengemeinschaft der deutschen Farbenfabriken angehört) noch heute der kleine Laboratoriumsbau zu sehen ist, in dem Hofmann die erste Menge von Anilin aus dem Steinkohlenteer destillierte und somit die eigentliche Geburtsstadt der Farbenindustrie geworden ist. Bei dieser Gelegenheit darf auf eine Textungenauigkeit hingewiesen werden, wenn Hofmann ein Liebigschüler Liebigs genannt wird, während wohl Lieblingsschüler gemeint sein dürfte.

Bildete der Steinkohlenteer zunächst die Wiege der Farbenindustrie, so wurde er später die Grundlage der Brennstoffindustrie, und jedem Luftfahrer sind mannigfache Versuche bekannt, die schon vor dem Kriege dahin zielten, uns von den ausländischen Brennstoffen Benzin und Petroleum unabhängig zu machen und unsere Teeröle so zu verändern, oder durch geeignete Zündverfahren die Teeröle selbst so zu handhaben, daß wir sie in unseren Verbrennungsmotoren verbrennen können. Hierzu war ein langer Weg erforderlich, denn außer der Brennstoffchemie mußte auch die Explosionschemie beherrscht und den Bedürfnissen des Motors angepaßt werden. Diese ganze Fülle von den verschiedensten chemischen, physikalisch-chemischen und zum Teil rein physikalischen Erscheinungen hätten nicht in so kurzer Zeit und in so erschöpfendem Maße zu höchster Vollendung gebracht werden können, wenn nicht die deutsche chemische Industrie, das kann mit vollem Bewußtsein sein behauptet werden, als erste Industrie der Welt ihr Augenmerk darauf richtete, in weitestem Maße die gesamte Literatur der Erde so zusammenzufassen und zu organisieren, daß alle, auch die kleinsten Beobachtungen, in den kleinsten und fernsten Zeitschriften verstreut, in größter Übersichtlichkeit und kürzester Zeit jedem Chemiker zur Verfügung stehen, so daß er mit einem Rüstzeug ausgerüstet ist, um das ihn jede andere Industrie mit Recht beneidet.

Der anorganischen Industrie, der Farbenindustrie und der Brennstoffchemie reiht der Verfasser anschauliche Bilder an über die pharmazeutische und photographische Industrie, die Sprengstoffindustrie und die elektrochemische Industrie, Industrien, mit denen die Luftfahrt nur mittelbar zusammenhängt, wenn man nicht die Kriegsluftfahrt hinzuzählt, die sich für ihre Maschinengewehre, Fliegerbomben usw. naturgemäß nicht nur mit den Sprengstoff-

Digitized by Google

fragen befassen muß, sondern auch an der auf hoher Vollendung stehenden photochemischen Industrie interessiert ist, die ihrerseits das Luftbild auf den Stand der heutigen Entwicklung gebracht hat.

In dem Kapitel über die Sprengstoffindustrie spricht der Verfasser auch von dem modernen Sprengstoff »Flüssige Luft« heute »Sprengluft« genannt, und für den Leser dieser Zeitschrift dürfte vielleicht hinzuzufügen sein, daß flüssige Luft bzw. flüssiger Sauerstoff speziell im Kriege mit gutem Erfolge als Atmung für Höhenflüge verwandt worden ist. Diese Industrie fußt ihrerseits auf der Industrie der Luftverflüssigung und des Sauerstoffs, eine Industrie, die wohl der Kürze des zur Verfügung stehenden Raumes wegen nicht erwähnt worden ist. Für die Luftfahrt, und zwar für die Herstellung von Luftschiffen und Flugzeugen spielt sie jedoch eine große Rolle, da das autogene Schweißen und Schneiden, das ja einen chemischen Vorgang darstellt, ein unentbehrliches Requisit der Metallindustrie geworden ist, und ihrerseits wieder mit der Industrie des Carbides, die der Verfasser gelegentlich der Stickstoffindustrie erwähnt, zusammenhängt. Diese Industrie des Luftstickstoffes ist die letzte große Etappe der chemischen Großindustrie gewesen und löste in kurzer Zeit wissenschaftliche sowie rein technische Probleme, deren Lösung man noch wenige Jahre vorher für vollkommen unlöslich gehalten hatte. Das Verfahren von Haber-Bosch, Stickstoff unmittelbar aus der Luft zu gewinnen, wird mit Recht als eine der größten Leistungen anerkannt und ist ein augenfälliges Beispiel für das Bestreben der chemischen Industrie, den Menschen von den Zufällen in der Natur vorkommender Produkte, die er zu irgend welchen Zwecken benötigt, frei zu machen und alles das, was er für Nahrung, Gesundheit, Verkehr, Wohlleben oder sonstige Bedürfnisse braucht, in Menge und Form so zu schaffen, wie der Mensch sie gerade haben will.

Neben den kleinen Mengen, die die Sprengstoffindustrie an Salpeter braucht, braucht die gesamte Welt, um die ständig wachsende Menschenzahl zu ernähren, große Mengen von Düngemitteln und war bisher neben dem Abbau der Phosphor- und Kalilager, die es in verschiedenen Ländern gibt, nur auf die Salpeterlager in Chile angewiesen, während sie jetzt den ja überall vorkommenden Rohstoff der Luft verwendet, um dem Boden das zuzuführen, was er für das Wachstum der Pflanzen an Stickstoff braucht. Speziell dies Kapitel, das auch an Umfang das größte ist, ist von dem Verfasser mit besonderem Geschick und besonderer Anschaulichkeit behandelt.

Die Verwendung hoher Temperaturen und hoher Drücke werden hier dem Leser in ihren Schwierigkeiten und ihren Gefahren geschildert und besonders wird hier einer Erscheinung, wie sie sonst in anderen Industrien vollkommen unbekannt ist, Erwähnung getan, nämlich des sog. Katalysators. Darunter versteht man den Zusatz geringfügig kleiner bestimmter Mengen, der einen technischen Prozeß, der sonst nur langsam vor sich geht, mit größerer Geschwindigkeit verlaufen läßt, eine Erscheinung, die nicht nur in den anderen Wissenschaften unbekannt, sondern auch in der Chemie in ihren letzten Ursachen noch keinesfalls aufgeklärt ist.

Weitere Kapitel führen uns über das Chlor und den Wasserstoff zur Margarine und zu dem modernsten aller Düngemittel, dem Harnstoff, der berufen scheint, alle anderen Stickstoffdüngemittel aus dem Felde zu schlagen, da er zum gleichen Preise herstellbar ist, jedoch nicht nur mehr Stickstoff als alle anderen Düngemittel enthält, sondern überdies im Boden nicht weggeschwemmt wird, so daß er der Pflanze nicht nur bei Beginn des Wachstums zum Hochschießen zur Verfügung steht, sondern auch, was für den Nährwert von besonderer Bedeutung ist, auch dann noch im Boden zur Verfügung steht, wenn die hochgeschossene Pflanze sich entwickelt und diejenigen Stoffe ausbildet, die den Nährwert ausmachen.

Fußte die Industrie bisher hauptsächlich auf der Kohle, die ihr den Teer gab, so befaßt sie sich neuerdings auch mit der Verwertung des Holzes, das ja gleichfalls in fast allen Ländern in großen Mengen zur Verfügung steht und uns heute das Papier, die Kunstseide und den Film, und zwar speziell den unverbrennlichen Film, liefert.

Außer einem kurzen Überblick über die künstlichen Riechstoffe, durch die eine bisher allein französische Industrie nach Deutschland gezogen wurde, sei besonders hervorgehoben ein recht lehrreiches Kapitel über die Neubelebung alter Gewerbe durch die moderne Chemie, in dem an einer ganzen Reihe von Beispielen gezeigt wird, wie das Studium von scheinbar fernliegenden Wissenschaften fast immer befruchtend auf andere Gebiete wirken kann.

Dr. R. Lepsius.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [09] und laufende Nummer [01 usw.].)

Material. Nietungen von Duraluminblech: Nach 26 Zugversuchen von *Rettew* und *Thumin* an verschiedengestalteten Überlappungen von verschiedenen Duraluminblechen mit einer Nietreihe ergaben:

Beanspruchung	Übliche Werte	Versuchs-Ergebnis vergütet	Versuchs-Ergebnis angelassen	Normvorschlag	Maß
Reißen	39	38	23	35	kg/mm²
Quetschen . . .	32	74	44	70	kg/mm²
Abscheren . . .	18	30	30	28	kg/mm²

Die Zahl 70 wurde bei den Prüfungen bis zu 5 vH unterschritten, darf aber als sicher gelten.

Daraus ergeben sich als »kritische« Werte: Nietdurchmesser 3,2fache Blechstärke, Nietteilung 3-, 5-, 7facher Nietdurchmesser für bzw. 1, 2, 3 Nietreihen. Überlappung 2,5 bis 3 Durchmesser, Nietreihenabstand (versetzt) 1 bis 1,5fache Teilung.

Gleichzeitige Zugproben des ungenieteten Bleches ergaben:

Behandlung / Blechstärke	Vergütet 0,5	Vergütet 1	Angelassen 2,4	Maß mm
Dehnung auf 0,20 m . .	12,67	19,53	12,55	vH
» » 0,05 m . .	14,83	24,25	17,75	vH
Streckgrenze	19,6	18,4	9,5	kg/mm²
Zugfestigkeit	39,7	39,8	22,3	kg/mm²
Elastizitätszahl	78,5	76,9	68,7	kg/mm²
Querzusammenziehung .	15,33	19,97	34,48	vH
Verhältnis Streckgrenze zu Zugfestigkeit . . .	0,491	0,456	0,437	—

Zugbrüche stets durch Abscheren unter 45°, Quetschen an den Blechen, nicht an den Nieten, obgleich jene theoretisch fester sind; diese Brüche allmählich, Abscheren plötzlich. — Tests on Riveted Joints in Sheet Duralumin; Flight 16, Nr. 800 (17) vom 24. April 1924, S. 235 bis 236 (2½ Sp., 1 Kurvenblatt zum Berechnen der Nietfestigkeit, je 1 Skizz. des Materials und des Nietungsprobestückes, 3 Zahlentaf.). *E.* 40901.

Material. Leichtmetalle und -legierungen, vor allem des Aluminiums, wurden erst neuerdings durch Sparmetallwirtschaft und Deutsche Gesellschaft für Metallkunde näher erforscht. Legierungen: entweder chemische Verbindungen, die spröde und leicht angreifbar, aber mit Aluminium vorteilhaft wieder legierbar sind, oder hochwertige Mischkristalle, also feste Lösungen, oder keines von beiden, wie Lagerweißmetalle oder hier die Legierung mit Silizium. Außer diesem sind Magnesium, die Eisengruppe, Kupfer, Zink, Lithium und Beryllium nutzbare Zusätze. Magnesiumverbindung bildet mit Reinaluminium wieder Mischkristalle: Magnalium, härter und fester als die Bestandteile.

Duralumin 1909 durch Wilm entdeckt, veredlungsfähig unter folgenden Bedingungen: 1. Magnesiumgehalt, 2. Reckbehandlung, der kein Wärmen mehr folgt, 3. Glühtemperatur über 420°, am besten 520°, 4. Luftkühlen oder besser Abschrecken, 5. Lagern mindestens zwei, besser fünf Tage. Formguß nur in kleinen, schnellerstarrten Stücken vergütbar. Glühtemperaturen unter 350° wirken erweichend. Kaltrecken nach Veredlung steigert Härte und Festigkeit, Dehnung nimmt jedoch ab; Erhitzen auf 200° zerstört Veredlung. Deren Träger ist das Magnesium. Veredlungsvorgang noch nicht geklärt. Verbindung nicht durch Löten und Schweißen, sondern durch Nieten.

Digitized by Google

Aludur kann durch Anlassen auf 160° wärmegehärtet und durch Kaltrecken weiter veredelt werden.

Nickelzusatz wirkt günstig, englische »Legierung Y« soll bei höheren Temperaturen erheblich fester als Duralumin und korrosionsbeständig sein.

Gußlegierungen mit Zink-, Kupfer- und Zinnzusatz, dieser für Schneidbearbeitung ähnlich wie Magnesium vorteilhaft.

Silumin hat als Eutektikum bestimmte Erstarrungspunkte, daher gut vergießbar. Beim Gießen werden 1 bis 2 vH Fluor-Salze eingerührt, was die Feinkörnigkeit erhöht und die Festigkeit steigert.

Zahlentafel zu 40902.

Metall	spez. Gew.	Schmelzpunkt °C	Schwindmaß vH	Zustand	Bruchgrenze kg/mm²	Dehnung vH	Zusamm.-setzung vH	Kerbzähigkeit kgm/cm²	Brinnelhärte	Bemerkung
Aluminium (verunreinigt durch Eisen und Silizium)	2,7	658	1,8	Guß	5—15	10—3	—	—	—	Wetterbeständiger als Eisen und Holz
				stark kaltgereckt	23—26	etwa 5	—	—	65—68	
				geglüht	9—12	40—32	—	—	26—31	
Duralumin 681 B[1]				veredelt	38—41	18—21	18—30	1,40—1,58	—	Bei Kälte höhere Festigkeit, Korrosionsbeständigkeit, wächst mit Mangangehalt
681 B[2]				veredelt	38—42	18—20	15—30	1,32—1,49	118	
(Zus. vH etwa; 0,5 Magn., 3,5—4,5 Kupfer, 0,25—1,0 Mangan)	—	—	—	kaltgereckt	43—46	12—15	—	—	125	
				veredelt	41—44	17—19	14—28	1,00—1,15	—	
Aludur D 333	—	—	—	veredelt	27—30	10—15	—	—	80—90	—
(enth. Magn.) 570 D .				veredelt	38—45	14—20	—	—	90—100	—
Skleron (enth. Lithium, Kupfer, Zink und Mangan)	—	—	—	veredelt	40 u. mehr	20 u. mehr	—	—	—	—
Lautal (enth. Kupfer u. Silizium)	—	—	—	veredelt	40—43	20—25	—	—	—	—
Silumin (Zusatz 12 vH Silizium)	2,6	578	1	nicht verfein.	11—17	1— 3	—	—	—	—
	—	—	—	verfeinert	18—25	5—10	—	—	—	—
Elektron Z1.	1,81	635	—	gepreßt	26—28	18—22	—	0,9—1,1	46—50	—
(Magn. mit Alum. . .				hart gewalzt	29—30	2— 3	—	0,48	56—65	Leitfähigkeit 16—18
Zink, Mangan AZ . .	1,80	630	1,10	gegossen	12—15	3— 4	—	0,55—0,7	44,5	—
Zusammen V[1]	1,83	—	—	gepreßt	34—36	10—12	—	—	69—74	Leitfähigkeit 15—16
Neue Legierung	—	—	—	Guß	22	16,5	—	—	—	—

— *E. H. Schulz*, Die Nichteisenmetalle unter besonderer Berücksichtigung der Luftfahrzeuge, Vortrag auf der Hauptversammlung Hannover 1924; ZVDI **68**, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 545 bis 550 (12 Sp., 4 Schaub. der Legierbarkeit, der Erstarrungskurven und der Festigkeitswerte von Duralumin gegen Flußeisen, 5 Zahlentaf. von Festigkeitswerten). *E.* 40902.

Motoren. Fokker-Verkehrs-Flugzeug C-4; ursprünglich als allgemeines Beobachtungsflugzeug, ließ sich wegen des ungewöhnlich breiten Rumpfes leicht umbauen. Motor meist 400 PS-Liberty, gelegentlich 450 PS-Napier-Lion und 360 PS-Rolls-Royce, leicht zugänglich, da Verkleidung durch Herausziehen kurzer Drähte unmittelbar abzunehmen ist, außerdem Schauklappen. Stahlblech-Brandspant. Bugkühler großer Fläche. Doppelte Benzinbehälter aus verzinntem Stahl im Mittelteil des Oberflügels; nur Fallbenzin.

Rumpf aus geschweißtem Stahlrohr, bis hinter den Sitzraum mit Stahlrohr verstrebt, dahinter mit Stahldrähten verspannt. Führersitz nach vorn und oben verstellbar. Instrumentenhebel usw. gut sichtbar und leicht zugänglich. Für Post und Schnellfracht sitzt Führer hinter dem Packraum, der über 1,4 m³ faßt, über 360 kg Fracht aufnimmt. Für Reise- und allgemeine Verkehrszwecke, Lichtbildaufnahmen, Feuerschutz usw. sitzt Flieger hinter dem Brandspant mit Sicht fast senkrecht nach unten am Unterflügel vorbei, oder im nächsten Feld dahinter, dann sind je 2 Reisende oder je 170 kg Fracht vor und hinter ihm untergebracht. Packräume können mit schwerem Furnier mit starken Wänden versehen werden, haben seitliche Öffnung. Rumpfbespannung bis zum hinteren Raum Aluminium und Furnier, die leicht abnehmbar sind, hinten Stoff; Steuerleitungen leicht einzusehen.

Fahrgestell von stromlinigem Stahlrohr, mit Kugelanschlüssen an 4 Rumpfpunkten befestigt, daher leicht abzubauen. 2 Hilfsachsen, Stahldrahtauskreuzung. Achsfederung nach allen Richtungen. Auch mit Schwimmern aus doppelt gekreuztem Mahagoni und dreifachem Furnier an Stahlrohrstreben ausrüstbar.

Sporn allseitig beweglich in Stoßdämpfern mit Hubbegrenzung durch Seile, am Rumpfende Hilfssporn zum Schutz des Ruders bei Spornbrüchen. Leitwerk Stahlrohr geschweißt mit Stahlrohrrippen und Stoffbespannung, in Zapfenscharnieren leicht beweglich. Höhenflosse im Fluge mit Schneckentrieb durch drehende Rohre an Seilen einstellbar.

Flügel dick, wie stets bei Fokker, völlig ohne Außenverspannung, daher rasch auf- und abzurüsten. Der größere Oberflügel aus einem Stück, sein Vorderholm mit 2 Schrauben an zwei dreistäbigen Stahlrohrböcken an den Rumpfseiten starr befestigt, Hinterholm mit Diagonalstreben nach dem Rumpf. Gleichfalls einteiliger Unterflügel legt sich in Ausschnitt unten am Rumpfboden, durch 4 Schrauben befestigt. Nahe dem Flügelende einteiliger stählerner N-Stiel. Steife, hohe Kastenholme aus Furnier und Spruce, vollwandige Sperrholzrippen und gebogene Sperrholz-Vorderkante; Bespannung starkes Leinen, Lastvielfaches mindestens 8. Alle Teile genormt und leicht austauschbar.

Länge	9,04	m
Höhe	3,30	m
Spannweite (oben)	12,39	m
Flügeltiefe oben	2,03	m
» unten	1,52	m
Leergewicht	1,25	t
Fluggewicht	2,00	t
Nutzlast	0,75	t
Leistung	400	PS
Benzinverbrauch bei Betriebsgeschwindigkeit	63	kg/h
Ölverbrauch	5,1	kg/h
Vollgasgeschwindigkeit	233	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	185	km/h
Landegeschwindigkeit	72/80	km/h
steigt 0,3 km in	1	min
» 0,9 km in	4	min
» 3,0 km in	15	min
Gipfelhöhe mit Vollast	5,8	km
Flugdauer bei Betriebsgeschwindigkeit	4	h.

— The Fokker C-4 Commercial Airplane; Aviation **16**, Nr. 12 vom 24. März 1924, S. 310 (2 Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlentaf.). *E.* 40903.

Motoren. Der Mark-Stern-Motor des Stahlwerk Mark in Breslau mit drei luftgekühlten Zylindern ist auf dem Prüfstand der DVL 48 h Vollgas gelaufen, davon 14 h ununterbrochen; in Breslau vorher 32 h ununterbrochen.

Leistung bei 1380 Umdr./min	36	PS
» » 1420 »	39,5	»
Betriebstoffverbrauch (90er Handelsbenzol)	0,220	kg/PSh
Ölverbrauch	0,022	»
soll herabgedrückt werden auf	0,015	»

Der 5-Zylindermotor gleicher Bauart ist in Breslau 42 h gelaufen. — Der neue luftgekühlte Mark-Stern-Motor; der Mark-Eindecker (neue Firmenzeitschrift: Das Flugzeug für Jedermann,

Digitized by Google

Mitteilungen der Stahlwerk Mark Breslau A.-G.) **1**, Nr. 2 vom Juni 1924, S. 9 (½ Sp.). *E.* 40904.

Segelflug. Flach-M-förmige Flügel müssen bei seitlichen Windschwankungen infolge der Anstellwinkeländerungen durch die Schrägstellung der Flügelteile Vortrieb ergeben. Mit bekannten Ansätzen für Auftrieb und Widerstand abhängig vom Anstellwinkel und mit der Annahme, daß die Flugbahn ohne senkrechte Wellen verläuft, ergibt sich die Windschwankungsgeschwindigkeit, die erforderlich ist, damit der Widerstand Null wird, abhängig von der Flügel-V-Form, den Profileigenschaften und der Schwingungsdauer. Die Windschwankung muß um so stärker sein, je kleiner der Auftrieb für den Anstellwinkel Null, je größer der Widerstand für diesen Anstellwinkel und je kleiner der Unterschied zwischen den Anstellwinkelfaktoren in den Ausdrücken für Auftrieb und Widerstand.

Die Zahlentafel zeigt, daß wagrechte Schwankungen aller Perioden bis 8 s Schwingungsdauer ausnutzbar sind, da die Stärke der Windschwankungen allgemein mit ihrer Dauer wächst. Geschwindigkeiten von 5 bis 7 m/s sind bei Seeböen beobachtet worden. Große, starre Flügel von M-Form unter etwa 140° mit hoher Spannweite gestatten also das Segeln. Die Rechnungen sollen durch Versuche nachgeprüft werden; sie klären das dynamische Segeln! (?)

Zahlenbeispiel	Maß	Albatros (Vogel)	Goëland (Gleitflugzeug)
Flächenbelastung	kg/PS	10	5
Fluggeschwindigkeit	m/s	20	14
Stärke der Windschwankung für Schwankungsdauer:			
1,00 s	m/s	5,28	3,16
2,10 s	m/s	5,40	3,93
3,14 s	m/s	5,60	4,20
4,20 s	m/s	5,88	4,55
6,28 s	m/s	6,57	5,43
7,26 s	m/s	7,20	6,18

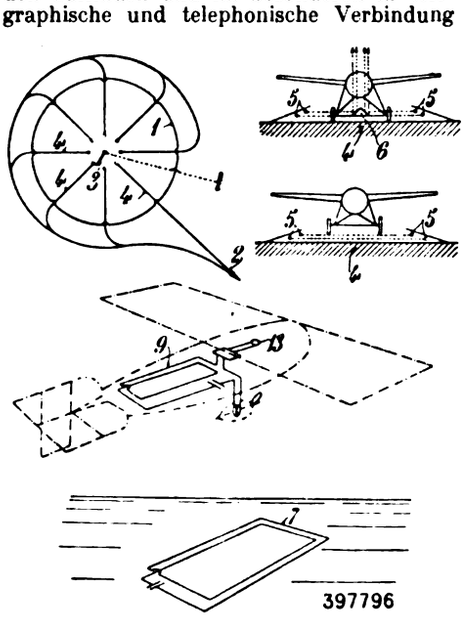
— *Louis Breguet*, Sur la resultante aérodynamique moyenne d'un planeur à ailes en M aplati soumis latéralement à des pulsations aériennes horizontales; Comptes Rendus **178**, Nr. 9, 1924, S. 755 bis 758 (3 S., 1 Skizz. des Flügels, 1 Zahlentaf.), dazu Formelberichtigung: ebenda Nr. 10, S. 904 (¼ S.) *E.* 40905.

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

397 796/77 h, 15. Einrichtung von Landungsplätzen für Luftfahrzeuge. Soc. Ind. . . . : W. A. Loth, Paris. B 14. 3. 23. V 4. 7. 24. Die Erfindung bezweckt die Ausbildung (für Landungszwecke) der sog. Lothschen Leit-Kabel, d. h. solcher elektrischer Leitungen, die von veränderlichen Strömen durchflossen werden und ein magnetisches Feld erzeugen, das durch Induktion an Bord von Luftfahrzeugen elektrische Ströme hervorruft, die — wahrgenommen — dem Luftfahrzeuge Abweichungen von der Leitkabellinie anzeigen, ihm also den Weg weisen. (Dieser Teil steht in vorliegendem Patent nicht unter Schutz.) Es sei hier nur der 1., 2. und 3. Anspruch wiedergegeben und im übrigen auf die weiteren 4 Ansprüche und die Patentschrift selbst verwiesen:

1. Einrichtung von Landungsplätzen für Luftfahrzeuge, welche elektromagnetisch mittels Kabel geführt werden, die von elektrischen Strömen durchflossen sind, um die Landungsbedingungen selbst nachts oder bei nebligem Wetter genau zu bestimmen, dadurch gekennzeichnet, daß das Gelände derartig eingerichtet ist, daß die Luftfahrzeuge ihre Stellungen zum Landen auffinden und im besonderen in telegraphische und telephonische Verbindung mit den Stationen treten und dann elektromagnetisch derartig gerichtet werden können, daß sie entgegen dem Winde landen, indem die Landungszone, welche elektromagnetisch bestimmt ist, außerdem wagerecht und senkrecht beleuchtet ist, wobei die aufeinanderfolgenden Stellungen des Flugzeuges in bezug auf den Boden gefunden werden, entweder durch Anordnung mit leuchtenden oder magnetischen wagerechten Bandstreifen, die etagenförmig verschieden liegen, oder aber durch Apparate, welche durch eine elektrische Sondierung oder durch Veränderung der Kupplung wirken.



397796

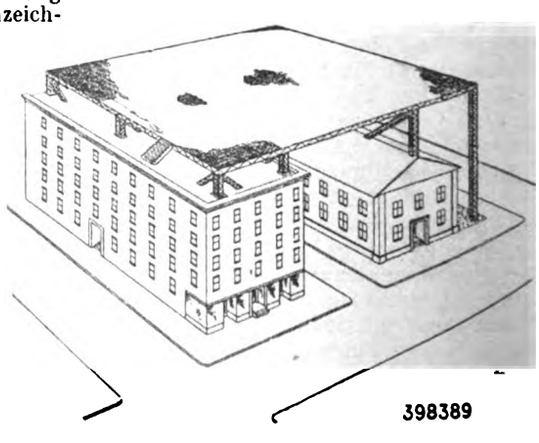
2. Ausführungsform der Einrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Landungsplatz von einer Leitung (1) umgeben ist, die von einem Strom durchflossen ist, dessen Frequenz verschieden von der Führungsleitung (2) ist, wobei diese Linie sich in Form von Zweigleitungen (4) ausbreitet, die in Rosettenform und radial in bezug auf die Mitte des Geländes angeordnet sind, so daß man den elektrischen Strom, der das magnetische Führungsfeld erzeugt, in denjenigen Zweig fließen lassen kann, welcher parallel zur Windrichtung verläuft, wobei jeder Zweig der Rosette zwischen Lichtrampen (5) angeordnet ist, die die Oberfläche des Landungsplatzes wagerecht beleuchten, wobei diese Rampen einen senkrechten Lichtstreifen an Bord des Flugzeugs mittels eines auf totaler Reflektion beruhenden Apparates (6) senden können.

3. Ausführungsform der Einrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Nähe des Bodens bestimmt wird entweder mittels einer elektrischen Sonde, die das Flugzeug trägt, oder mittels eines Rechteckes (7), das auf dem Boden angeordnet ist und den scheinbaren Widerstand eines entsprechenden Rechteckes (9) ändert, welches parallel zum ersten auf dem Flugzeug angebracht ist, wobei die Veränderung des scheinbaren Widerstandes die Betätigung eines Signals (13) an Bord des Fahrzeuges hervorruft.

398 192/77 h, 9. Flugzeugfahrgestell. E. Heinkel, Travemünde. B 13. 8. 22. V 11. 7. 24. Die Vorder- und Hinterstreben sind an ihren Kopfenden mittels gesicherter Hakenverschlüsse lösbar am Flugzeugrumpf befestigt; die Hinterstreben greifen mit ihrem unteren Ende gelenkig am Achsenträger an.

398 387/77 h, 5. Selbsttätige Höhensteuerung für Luftfahrzeuge. Vickers Ltd., London. B 10. 5. 23. V 10. 7. 24. Betr. eine solche selbsttätige Höhensteuerung, daß nach einmaliger Einstellung das Luftfahrzeug innerhalb geringer Fehlergrenzen eine konstante Höhenlage beibehält. Die Ruderflächen werden durch einen Motor betätigt, der elektrisch durch ein Statoskop beeinflußt wird. Dieses besteht aus einer luftgefüllten Kammer, die dem atmosph. Luftdruck durch Vermittlung einer beweglichen Scheidewand, z. B. einer Quecksilberkugel ausgesetzt ist, welch letztere den Steuerstromkreis öffnet und schließt, und zwar in intermittierender Zusammenarbeit mit einem Uhrwerk.

398 389/77 h, 15. Landungs- und Startplatz für Flugzeuge. J. A. Caulkins, Hartford (V. St. A.). B 1. 9. 21. V 8. 7. 24. Über Gebäuden wird eine feste, nicht starre, lichtdurchlassende Plattform dadurch gebildet, daß senkrechte Säulen oben durch Querträger verbunden sind, zwischen denen Kabel gespannt sind, die durch Querstäbe versteift und von einem Drahtnetz abgedeckt sind, das auf einer Unterlage aus Metallstangen ruht.


398389

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JAN 7 1925

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

19. Heft | **München, 14. Oktober 1924** | **15. Jahrgang**

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

CELLEMIT

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

Flugzeugbedarf,

Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert
sofort preiswert ab Lager

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266 Spenerstraße 34

ROHRBACH
METALL-FLUGZEUGBAU G.m.b.H.
BERLIN SW. 68, Friedrichstraße 203

SCHUTZMARKE

ROHRBACH
METAL AEROPLAN Co. A/S.
KOPENHAGEN. (21)

Erstklassiges Propellerwerk,
auf dem Gebiete der Luftschraubenfabrikation gründlich erfahren (theoretisch wie auch praktisch), übernimmt die Herstellung von

Propellern

aus Holz
für sämtliche Motorentypen.

★

Keine Zufallskonstruktionen, sondern gut durchkonstruierte und erprobte Fabrikate.

Wir bitten gefl. Anfragen an
Dornier-Metallbauten G. m. b. H.,
Friedrichshafen a. B.,
zu richten.

Junger Dipl.-Ing. für Konstruktionsbüro
und
Jüngerer Ingenieur als Betriebsingenieur
für Flugzeugbau und Bootsbau **gesucht.** Bewerbungen mit Zeugnisabschriften und Gehaltsansprüchen erbeten an
Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Werft Stralsund

Zum baldmöglichsten Eintritt **suchen** wir
1 Gruppenführer
und mehrere selbständige
Konstrukteure
für unser Konstruktionsbureau Flugzeugbau. Bedingung ist langjährige Erfahrung und Beschäftigung im Metall- u. Holzbau. Angebote sind zu richten an die
Albatroswerke A.-G., Berlin-Johannisthal.

100/120 PS Mercedes-Motore
zu kaufen gesucht.
Offerten mit Preisangabe und Betriebsstunden des Motors unter **Flugt. 71** an die Expedition dieser Zeitschrift erbeten.

Wir kaufen
alle vollständigen Jahrgänge
ausgenommen 1915, 1921, 1923
zu entsprechenden Preisen.
R. Oldenbourg, Verlag / München NW. 2

Verlangen Sie das Verzeichnis über
Neuere Technische Werke
aus dem Verlag von R. Oldenbourg in München und Berlin

Einziges
Flugzeugbau-Unternehmen

in Thüringen, große Zukunft, mit anschl. Automobil-Vertrieb u. Reparatur-Werkstätte, 600 qm großer Flughalle, Werkstattgebäuden, Nebenräumen, Verwaltungsgebäude mit 5 Zim., Wohngelegenheit, allg. Flugplatz usw. ist bei Inventar-Übern. für Mk. 14000 umständehalber
auf 5 Jahre pachtfrei zu vergeben.

Evtl. bleibt Besitzer Teilhaber. Nur ernste Angebote u. **Flugt. 70** a. d. Exp. d. Zeitschrift.

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
19. Heft 14. Oktober 1924 15. Jahrgang

Entschließung.

Beschlossen am 4. September auf der XIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. (WGL) in Frankfurt a. M.

Noch immer ist die deutsche Luftfahrt durch die über das Versailler Diktat noch hinausgehenden Begriffsbestimmungen des Londoner Ultimatums **geknebelt.** Eine der Entwicklung angepaßte Abänderung der Bestimmungen war für das verflossene Frühjahr in Aussicht gestellt, ist aber unterblieben.

Die dreizehnte Hauptversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt stellt fest, daß diese Beschränkungen die wissenschaftliche, auf Versuche gestützte Weiterentwicklung der Luftfahrt unterbinden, die, losgelöst von staatlichen Grenzen, als Gemeingut den Verkehr aller Völker heben und erleichtern soll.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt erhebt Einspruch dagegen, daß die deutsche Wissenschaft des Rechtes auf freie Forschung, eines Rechtsgutes aller Kulturvölker, beraubt wird.

Sie erhebt weiter Einspruch gegen die Unterbindung des deutschen Luftverkehrs im besetzten Gebiet und gegen die Verletzung der deutschen Lufthoheit durch fremde Verkehrslinien.

Sie erwartet von der Reichsregierung tatkräftige Maßnahmen, deutsche Luftgeltung zu wahren und die deutsche Luftfahrt von den ungerechten, untechnischen und kulturfeindlichen Fesseln zu befreien.

Digitized by Google

Bericht über den Verlauf der XIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (WGL) vom 2.—5. September 1924 in Frankfurt a. M.

Von G. Krupp.

Die diesjährige Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt fand vom 2. bis 5. September in Frankfurt a. M. statt. Der Vorstand, dem auf der vorjährigen Tagung in Berlin die Ermächtigung zur Festsetzung des jeweiligen Tagungsortes eingeräumt war, hatte mit Rücksicht auf den Rhön-Segelflug-Wettbewerb Frankfurt a. M. gewählt, da eine recht große Zahl der Mitglieder sich in dieser Zeit auf der Wasserkuppe aufhielt. Die Beteiligung von Mitgliedern und Gästen konnte als recht gut bezeichnet werden.

Neben den zahlreichen führenden Persönlichkeiten der Wissenschaft und der Luftfahrzeugindustrie sah man als Vertreter des Auswärtigen Amtes Frhr. von Lentz, des Reichsverkehrsministeriums, Abteilung Luftfahrt Ministerialrat Brandenburg und Oberregierungsrat Mühlig-Hofmann, des Reichspostministeriums Oberpostrat Gut, des Preuß. Ministeriums des Innern Polizeihauptmann Dahlmann, des Ministeriums für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung Ministerialrat Dr. von Rottenburg, des Reichswehrministeriums Major Wilberg, der Marineleitung Marineoberbaurat Laudahn, der Stadt Berlin Stadtbaurat Dr.-Ing. Adler, der Oberpostdirektion Frankfurt a. M. Präsident Eick, der Stadt Frankfurt Stadtrat Dr. Landmann und Stadtrat Dr. Saran, des Rektors der Universität Frankfurt Geh. Reg.-Rat zur Strassen, der bayerischen Regierung Oberregierungsrat Dr. Hellmann, der italienischen Botschaft Berlin Attaché Fier. Der Frankfurter Verein für Luftfahrt war durch seinen Vorsitzenden, Generalkonsul Dr.-Ing. e. h. Kotzenberg vertreten, der Deutsche Luftfahrt-Verband durch seinen Geschäftsführer, Admiral a. D. Herr, der Aero-Klub von Deutschland durch seinen Präsidenten, Major a. D. von Kehler, und seinen Vize-Präsidenten, Major a. D. v. Tschudi, der Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller durch seinen Geschäftsführer, Major a. D. Tetens. Ferner bemerkte man u. a. S. K. Hoheit den Großherzog Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein, Unterstaatssekretär Euler, Geheimrat Gans, Prof. Dr.-Ing. e. h. Junkers, Prof. Dr.-Ing. e. h. v. Parseval, Dr.-Ing. Rumpler.

Es würde an dieser Stelle zu weit führen, die Namen aller derjenigen aufzuführen, die vermöge ihrer Stellung und ihrer Verdienste in der deutschen Luftfahrt einen Anspruch darauf haben, genannt zu werden. Sie waren alle da.

Die Tagung stand unter dem Zeichen erfreulichen Aufschwunges trotz schwerster wirtschaftlicher und politischer Hemmungen. Sie zeichnete sich aus durch eine Reihe gediegener, meist vorzüglich gesprochener, sorgfältig aufeinander abgestimmter Vorträge für Fachleute und durch verständnisvolle Anpassung an die Lage der deutschen Luftfahrt.

Die glatte Durchführung der diesjährigen Tagung verbürgte die Zusammenarbeit der Berliner Geschäftsstelle mit dem Frankfurter Verein für Luftfahrt. Den Vorsitz während der Vorträge führte der Ehrenvorsitzende der WGL, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, die Leitung der Tagung selbst lag in Händen des 1. Vorsitzenden, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, des stellvertretenden Vorsitzenden, Oberstleutnant a. D. Wagenführ, des 3. Vorsitzenden, Prof. Dr. phil. Dr.-Ing. e. h. Prandtl und meiner Tätigkeit als Geschäftsführer der WGL.

Die Tagung begann, wie üblich, mit einer Sitzung des Vorstandsrates, an die sich ein Begrüßungsabend im Kaisersaal des »Römer« anschloß. Stadtrat Dr. Landmann nahm Gelegenheit, der WGL in Frankfurt ein herzliches Willkommen zu bieten, indem er dem Wunsche Ausdruck gab, daß die Tagung den besten Verlauf nehme. Hierauf wurde vom Ehrenvorsitzenden mit Dankesworten erwidert.

Der 3. September vereinigte die Teilnehmer zu den wissenschaftlichen Vorträgen[1]) im großen Hörsaal des Physikalischen Vereins, Robert Mayerstr. 2.

Als erster sprach Dr.-Ing. Adolf Rohrbach über »Neue Erfahrungen mit Großflugzeugen«.

Er führte aus, daß mit Rücksicht auf die Beschränkungen unserer Luftfahrt diese Flugzeuge bei der Kopenhagener Schwesterfirma seines Berliner Betriebes gebaut und mit Erfolg erprobt wurden. Welchen Vorteil die teilweise neuen oder neuartig gelösten Baugrundsätze — Ganzmetall mit volltragender Außenhaut, Vergrößerung nach dem Ähnlichkeitsgesetz der Schiffbauer — für die Entwicklung großer Einheiten sind, zeigte der Vortragende an Hand von Lichtbildern über Tragflügel, die aus einzelnen Kästen aus Blechhaut mit Gitterrippen zusammengefügt sind.

Darauf folgte der Vortrag von Dr. Heinrich Koppe über »Messungen an Luftfahrzeugen«.

Der Redner schilderte auf Grund seiner bei zahlreichen Versuchsflügen mit Rohrbach-Flugzeugen und verschiedenen anderen Flugzeugmustern gewonnenen Erfahrungen, daß es möglich ist, durch geschulte Beobachter und aufzeichnende Meßgeräte Daten zu gewinnen, die, den Modellversuchen noch überlegen, vollkommenen Aufschluß über die aerodynamischen Eigenschaften, sowie die flugtechnischen Leistungen der Flugzeuge geben. Wesentlich ist ein gutes Zusammenarbeiten zwischen Flugzeugführer und -beobachter. Als besonders zweckmäßig hat sich ein vom Vortragenden gebauter Dreifachschreiber — eine Zusammenstellung von Längsneigung-, Staudruck- und Höhenschreiber-Aufzeichnungen auf gemeinsamer Schreibtrommel — bewährt.

Anschließend sprach Professor Alexander Baumann über »Festigkeitsrechnungen am Flugzeug«.

Er wies an Beispielen nach, daß die Ermittlung der Baufestigkeit nach der Streckgrenze auch im allgemeinen Maschinenbau zu geringen Sicherheiten führt. Bei wachsender Belastung treten dynamische Zusatzbeanspruchungen auf, die, mehr noch als die Ermüdbarkeit, den wirklichen Sicherheitsgrad herabdrücken, bis unter zwei. Die verhältnismäßig geringen Lastvielfachen im Flugzeugbau sind deshalb zulässig, weil die Streckgrenze sich bei Überbeanspruchung selbst erhöht. Besondere Aufgaben werden durch den neuzeitlichen Metallbau aufgeworfen. Der »Ausschuß der WGL für konstruktive Fragen« sollte sich mit diesen Fragen, die im Vortrag nicht endgültig beantwortet werden, beschäftigen, aber keine Vorschriften, sondern Vorschläge für den Konstrukteur bearbeiten. Bei diesem Vortrage war die Aussprache recht lebhaft. Unter anderem stellte Professor Junkers, der Altmeister des Metallbaues, fest, daß sich Ermüdungsbrüche auch bei Duralumin bei geeigneter Stoffauswahl und Bearbeitung stets vermeiden lassen.

Nach einem gemeinsam eingenommenen Frühstück in der Universität gelangte zunächst der neue Rhön-Film zum erstenmal zur Vorführung, der von mir selbst aufgenommen war.

Darauf sprach Dipl.-Ing. Thalau über »Zur Berechnung der Verbundwirkung in Flugzeugflügeln«.

Ein oberster Grundsatz im Flugzeugbau heißt: »Leicht bauen«. Und doch werden Flugzeuge in manchen Teilen oft noch schwerer als notwendig konstruiert; zu den meist wohl seltener in Rechnung gestellten, materialsparend wirkenden Einflüssen gehören die Verbundwirkungen an Flugzeugkonstruktionen, speziell Flugzeugflügeln, obwohl hier die Vorbedingungen für das Auftreten derartiger Koppelwirkungen, wie auch die Hilfsmittel der Statik zur rechnerischen Bewältigung derselben, vorbildlich gegeben sind.

Der normale Flugzeugflügel baut sich im wesentlichen aus Holmen, Rippen und darüber liegender Bespannung oder Beplankung auf, die mehr oder weniger steif untereinander verbunden sind; je nach dem verwendeten Material, den Trägerformen und ihrer Verbindung untereinander, tritt eine entsprechende Entlastung der stärker belasteten Konstruktionsteile durch die schwächer belasteten ein: Es wird ein Verbund bewirkt, der das ganze, aus verschiedenen Elementen zusammengesetzte Tragwerk als in höherem oder geringerem Grade einheitliches Gebilde aufzufassen gestattet.

Einen wesentlichen Faktor für die gleichmäßige Verteilung der Lasten bilden zunächst die Rippen, welche die Holme unmittelbar und meist ziemlich steif miteinander verbinden; durch Aufstellung einfacher Elastizitätsgleichungen lassen sich bei Vernachlässigung der weniger wichtigen Größen leicht und ohne großen Zeitaufwand die reduzierenden Kräfte für jedes Tragwerk ermitteln, wobei schon — wie der Vortrag zeigt — bei überschläglicher Betrachtung die Größenordnung der Verbundwirkung erkennbar wird.

Ein weiteres, bei entsprechender Konstruktion nicht zu unterschätzendes Verbundmittel bildet die Beplankung. Wird diese als Platte aufgefaßt, und in einzelne Streifen zerlegt gedacht, so rufen letztere an den Holmen Auflagerreaktionen hervor, die außer von System- und Belastungsgrößen von den in jedem Punkt verschiedenen Holmsenkungen und -drehungen abhängig sind. Anderseits kann man diese Auflagerreaktionen, die hier nichts anderes bedeuten, als die laufenden Belastungen der Holme pro Längeneinheit,

[1]) Die ausführlichen Vorträge mit Aussprachen erscheinen später in den Berichten und Abhandlungen der WGL, Jahrbuch 1924.

Digitized by Google

darstellen durch den vierten Differentialquotienten der Holmdurchbiegungen, so daß aus der damit gegebenen Differentialgleichung die Durchbiegungen des Tragwerkes, und daher alle Kräfte, Momente usw. gefunden werden.

Durch praktische Versuche sind einige Voraussetzungen der Rechnung zu erhärten. Der Zweck der letzteren wird jedoch dadurch nicht beeinträchtigt; die angeführten Zahlen über die Größenordnung der rechnerisch möglichen Entlastungen werden im Gegenteil das Interesse an ihnen und damit die Durchführung praktischer Versuche fördern.

Von vermehrter Wichtigkeit erscheint die Berücksichtigung der besprochenen Verbundwirkungen aber vor allem bei der Festigkeitsberechnung großer Flugzeuge, da die Gewichte der letzteren ja bekanntlich in stärker als geradliniger Funktion des Vergrößerungsverhältnisses anwachsen.

Als nächster berichtete Dipl.-Ing. Ackeret über »Neue Untersuchungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen«.

Nach einer kurzen Einleitung über die gegenwärtige Lage der Anstalt und über die Art, wie sie die Nöte der Entwertungszeit überwunden hat, werden einige neue Untersuchungen, die für die Strömungslehre und für die Flugtechnik von Interesse sind, besprochen. Zuerst werden Untersuchungen an Serien von Tragflächenmodellen mit sogenannten Jukowskischen Flügelschnitten mitgeteilt, wobei der Einfluß von Wölbung und Dicke besonders hervortritt. Der Vergleich mit der Theorie ergibt zum Teil sehr gute Übereinstimmung.

Sodann werden Versuche mit vollständigen Flugzeugmodellen behandelt, die sich von dem üblichen dadurch unterscheiden, daß kleine Elektromotoren von im Verhältnis zum Volumen sehr großen Leistungen in den Rumpf eingebaut sind und maßstabrichtige Schraubenmodelle antreiben. Man ist dadurch in der Lage, die bisher noch sehr wenig bekannten gegenseitigen Einflüsse von Schraube und Flugzeug zu studieren. An Hand eines Beispiels werden die erhaltenen Ergebnisse erörtert.

Die schon erwähnten Elektromotoren haben es ermöglicht, ein zwar schon lange bekanntes, aber seither wenig verfolgtes Phänomen mit neuen Mitteln zu untersuchen. Es handelt sich um den sogenannten Magnuseffekt, die Auftriebswirkung von rotierenden Zylindern, die quer zur Achse angeblasen werden. Die Versuchsergebnisse sind insofern überraschend, als Hebewirkungen beobachtet worden sind, die ein vielfaches der mit gewöhnlichen Flügeln erreichbaren darstellen.

Als nächster Redner folgte Dr. Noth mit seinem Bericht über »Das Klima der Wasserkuppe«.

Seit 13 Monaten befindet sich auf der Wasserkuppe im Fliegerlager eine meteorologische Station, die ununterbrochen besetzt ist. Der Vortragende gibt einen Auszug aus den bisherigen Ergebnissen der Beobachtungen. An Hand von Zahlenkarten zeigt er, daß der Berg im Winter verhältnismäßig am meisten begünstigt ist in klimatischer Hinsicht, indem die Monatstemperatur um etwa 2° niedriger ist als in Frankfurt, während der Unterschied im Sommer etwa 7° beträgt. Die Beobachtungen zeigen ferner, daß die zum Fliegen günstigen West- bis Nordwestwinde im frühen Sommer am häufigsten sind und daß die Neigung zur Nebelbildung im September stark zunimmt, so daß von einer Späterlegung des Rhönwettbewerbs dringend abgeraten wird.

Die äußerst ungünstigen Verhältnisse des vergangenen Jahres sind eine wesentliche Ausnahmeerscheinung, durch die man sich nicht beeinflussen lassen darf. Einige Skizzen geben demnach die mittlere Verteilung von Wind und Böigkeit während der einzelnen Tagesstunden in den verschiedenen Monaten. Weiterhin zeigt der Vortragende, daß die Spitze der Wasserkuppe im Mittel kälter ist als dieselbe Höhe der freien Atmosphäre, daß jedoch an heißen Sommertagen die Verhältnisse umgekehrt liegen. Im ersten Falle wird der Aufwind gehemmt, im zweiten gefördert. So kann der Segelflieger aus den Temperaturverhältnissen im Tal und auf dem Berge einen Anhaltspunkt für die Größen des Aufwindes bekommen.

Zum Schluß sprach der Vortragende den Wunsch aus, daß die Wasserkuppe mit ihren zahlreichen Gebäuden im Frühling und Vorsommer mehr als seither zu Schul- und Probeflügen ausgenutzt werden möge.

Nach diesen interessanten Ausführungen wurden die Vorträge abgebrochen. Am Abend desselben Tages fanden sich die Teilnehmer der Tagung dann zu dem Festessen im »Frankfurter Hof« zusammen.

Die Vortragsreihe am 4. September mit einer Geschäftssitzung, in der die bereits auf S. 197 veröffentlichte Entschließung gegen die Knebelung der deutschen Luftfahrt durch die »Begriffsbestimmungen« des Londoner Ultimatums, die Verletzung der deutschen Lufthoheit durch fremde Verkehrslinien und die Unterbindung des Luftverkehrs im besetzten Gebiet gefaßt wurde. Auch die Luftfahrtwissenschaft leidet schwer, wenn ihr die Möglichkeit zu großzügigen praktischen Versuchen genommen ist.

In der Geschäftssitzung wurden außerdem Seine Königliche Hoheit der Großherzog von Hessen und Generalkonsul Dr.-Ing. e. h. Kotzenberg für ihre ganz besonderen Verdienste um die WGL zu Ehrenmitgliedern ernannt.

Der nächste Tagungsort soll München sein.

Nach Erledigung des geschäftlichen Teiles sprach A. Baeumker über »Die politischen Ziele der ausländischen Luftfahrt«.

An Hand der wirtschaftlichen, geographischen und militärpolitischen Bedingungen in den einzelnen Mächtegruppen legte der Vortragende die Gründe zu deren Luftpolitik dar. Deutschland wird durch seine wirtschaftlichen Verhältnisse berechtigt, durch seine geographische Lage verpflichtet zu einer aktiven Luftpolitik. Es darf sich aber den zwischenstaatlichen Vereinbarungen erst dann anschließen, wenn es als völlig gleichberechtigt anerkannt wird.

Es folgte dann der Bericht von Professor Dr.-Ing. Schlink über »Die Abnahmetätigkeit des Technischen Ausschusses auf der Wasserkuppe«.

Der technische Ausschuß hatte wegen vielfach unzureichender Vorprüfung, mangelhafter Bauunterlagen und ungenügender Erprobung der Bewerberflugzeuge die größten Schwierigkeiten zu überwinden und schwere Verantwortlichkeit zu übernehmen; er wurde von den Teilnehmern längst nicht genug als Berater, sondern mehr als Polizei angesehen.

Anschließend daran sprach Dr. Harald Koschmieder über »Die verschiedenen Berechnungsverfahren für den Aufwind«.

Der Vortragende zeigte in Lichtbildern drei nach verschiedenen Theorien für einen Einzelfall zahlenmäßig berechnete Aufwindfelder und vergleicht sie mit gemessenen Aufwindwerten, die durch Segelflugbeobachtungen in Rossitten und in der Rhön ermittelt wurden. Der Vergleich gibt Bestätigung der hydrodynamischen Theorie, nur in geringer Höhe über dem Hange macht sich die Reibung der Luft am Erdboden durch eine Zunahme des Aufwindes mit der Höhe bemerkbar.

Als nächster Redner folgte Ing. Alfred Richard Weyl mit seinem Bericht: »Betrachtungen zur Weiterentwicklung der Heeresflugzeuge im Auslande«[1]).

Bei der Erörterung von Fragen aus dem Gebiete des Militärflugbaues darf die militärische Seite sowohl beim Entwurf als auch bei der Kritik keineswegs unberücksichtigt bleiben. Das Flugzeug ist heute nicht mehr das Hilfsmittel des Luftkrieges oder des Seekrieges, sondern eine unabhängige Waffe, die der Kriegsführung zu Lande und der Kriegsführung zur See mindestens gleichgestellt werden muß. Abwehr und Bekämpfung der gegnerischen Luftstreitmacht ist Aufgabe der Jagd- und Bombenkräfte. Der eigentliche Luftkrieg hat die Niederringung des Erdgegners in dessen eignem Lande zur Herbeiführung einer Entscheidung zur Aufgabe. Ein Zwischenglied bilden die in Verbindung mit den Erdstreitkräften arbeitenden Flugzeuge (Aufklärungs-, Infanterie-, Schlacht- und Meldeflugzeuge).

Die technische Entwicklung des Heeresflugwesens seit dem Kriege darf nicht überschätzt werden. In erster Linie ist es die Verwendung von stärkeren, leichteren und leistungsfähigeren Motoren, die den heutigen Stand der Entwicklung kennzeichnet.

Bedeutungsvoller ist die heute durchgeführte Anpassung der einzelnen Flugzeugarten an eng begrenzte Verwendungszwecke. Als Beispiel dafür können die bestehenden Flugzeuggattungen der amerikanischen Fliegertruppe und der französischen Fliegertruppe dienen.

Jagdflugzeuge sind dasjenige, was eine Luftstreitmacht in Friedenszeiten in erster Linie bereitzustellen hat. Diese sind daher am weitesten entwickelt und sollen deswegen in einzelnen Punkten einer näheren Betrachtung unterzogen werden.

Der Frage der Baustoffe wird große Aufmerksamkeit geschenkt. Der Metallbau gewinnt im Heeresflugzeugbau mehr und mehr an Bedeutung, ohne vorläufig aber das Holzflugzeug in irgendeiner Weise ganz verdrängen zu können. Der Leichtmetallbau hat im Auslande sehr viele Anhänger, ist aber trotzdem noch umstritten. Hinsichtlich der Bauverfahren läßt sich keinerlei Einheitlichkeit

[1]) Wegen Zeitmangels mußte dieser so hochinteressante Vortrag gekürzt werden. Erfreulicherweise hat sich Herr Weyl bereit erklärt, auf einem Sprechabend der WGL im November über die Motoren im Ausland eingehend zu berichten.

Digitized by Google

feststellen. Die größte Verbreitung hat vorläufig noch die Fokkersche Bauweise mit Sperrholzflügeln und Stahlrohrrumpf. Daneben werden auch Schalenrümpfe aus Sperrholz, besonders in Frankreich viel bevorzugt. Einzigartig sind die Leichtmetall-Schalenrümpfe der Dornier-Flugzeuge.

Viel Beachtung wird einer schußsicheren Durchbildung des Tragwerkes geschenkt. Hierzu haben im Heeresflugzeugbau Flugzeuge mit statisch überbestimmtem Tragwerk und mit aufgelösten Holmen Eingang gefunden.

Der freitragende Eindecker hat sich im Jagdflugzeugbau nur in ganz geringem Umfange einzuführen vermocht. Der Grund hierfür liegt in den geforderten hohen Baufestigkeiten, die beispielsweise bei der französischen Fliegertruppe die 14fache Last erreichen. Dreidecker sind schon heute bei Jagdflugzeugen ohne Bedeutung. Gitterflugzeuge sind ganz verschwunden.

Führend ist heute der verstrebte Eindecker und der Doppeldecker. Die mannigfachen Anforderungen an Jagdflugzeuge (Geschwindigkeit, Steigfähigkeit, Wendigkeit, große Gipfelhöhe, Geschwindigkeit im Sturzflug, Kampfkraft, Sichtfeld, Schußfeld, Betriebsbereitschaft, Schuß- und Brandsicherheit, leichtes Fliegen usw.) zwingen zur Schaffung von besonders getrennten Jagdflugzeugarten. Als solche sind zur Zeit zu nennen: der »Panzerjäger«, das gepanzerte Jagdflugzeug zur Bekämpfung von Panzerflugzeugen, das Nachtjagdflugzeug, der »Kurvenkämpfer« und der »Sturzflugjäger«. Daneben die Unterteilung in Jagdeinsitzer und Jagdzweisitzer, die aber mehr taktischer als konstruktiver Natur ist. Der »Kurvenkämpfer« verkörpert die defensive Seite des Luftkampfes und besitzt überlegene Steigfähigkeit und überlegene Wendigkeit. Der »Sturzflugjäger« ist der eigentliche Träger des Angriffs, besitzt einen Höhenmotor, der ihm eine möglichst hohe Gipfelhöhe verleiht und vor allen Dingen große Geschwindigkeit im Wagerechtflug und im Sturzflug.

Das Jagdflugzeug hat sich als Tiefdecker nur im geringen Umfange einführen können, da sich bei dieser Flügelanordnung nur schwer eine günstige Sicht erreichen läßt. Die normale Mitteldeckerbauart wird auch aus baulichen Gründen wenig gepflegt. Am häufigsten benutzt wird die Bauform des Hochdeckers, die in normaler Ausführung sicherlich das beste Sicht- und Schußfeld ergibt. Beim Doppeldecker findet man die zweistielige Bauart nur in Ausnahmefällen vertreten; normal ist die heute einstielige verspannte Bauart. Die Fokkerbauart ohne Verspannung hat nicht viel Nachahmung gefunden, steht aber mit ihren Leistungen an erster Stelle. Zu bemängeln ist bei ausländischen Heeresflugzeugen die Abstützung der Flügel gegen Teile des Fahrgestells. Besondere Bedeutung hat die Brandsicherheit des Flugzeuges. Ihr wird in allen Großmächten durch besondere Ausbildung der Benzinbehälter Rechnung getragen. Von Fahrgestelltanks wird heute kein Gebrauch gemacht, weil die Behälter bei harten Landungen zu leicht Beschädigungen ausgesetzt sind.

Von hoher Wichtigkeit, aber wenig beachtet ist bei Heeresflugzeugen der Schutz der Insassen beim Bruch. Der Ersatz brauchbaren fliegenden Personals ist weitaus schwerer, als die Ergänzung von Flugmaterial. Ein Schutz der Insassen bei Brüchen kann durch Sollbruchstellen und durch geeignete Ausbildung der Rümpfe erreicht werden. In vorbildlicher Weise ist hierbei der Dornier-»Falke«-Jagdeindecker hervorzuheben.

Bei der Fahrgestellentwicklung ist man heute von einer Vereinheitlichung mehr als je entfernt. Beachtenswert ist das Bestreben zur Verwendung von Stoßdämpfern und zur Unterbringung der Federungen in nicht dem Flugwinde ausgesetzten Teilen.

Die Entwicklung der Kühler hat über den interessanten Lamblin-Kühler zu dem Tragflächenkühler von Curtiss geführt, dessen zusätzlicher Widerstand praktisch Null ist, dessen militärische Brauchbarkeit aber noch als umstritten gelten muß. Die Verwendung von schnellaufenden Motoren ist bei der Benutzung der neuartigen Reedluftschrauben ohne Untersetzung möglich. Diese Metallschraubenart besitzt für militärische Zwecke ganz besonderes Interesse.

Bewaffnung. Bei der Bewaffnung sind nicht allzuviel Fortschritte festzustellen. Man sucht eher die Zahl, als die Anordnung und Ausbildung der Schußwaffe zu steigern. Im großen und ganzen läßt sich aber ein Streben nach Kalibervergrößerung zum Zwecke des Angriffs von Panzerzielen, nicht aber zur Erhöhung der ballistischen Leistung feststellen. Flugzeuggeschütze haben eingehende Durchbildung gefunden und bieten manche interessante Neuheit, wie beispielsweise das rückstoßfreie Geschütz, das ausschließlich für Flugzeuge entwickelt worden ist.

Unserem deutschen Vaterlande hat das Versailler Diktat und seine Auslegung jede Möglichkeit zur Entwicklung einer Luftstreitmacht genommen. Gehässige Feinde haben ihm auch die Entwicklung der friedlichen Verkehrsluftfahrt zur Unmöglichkeit zu machen gesucht. Die Zukunft wird lehren, ob diese Unterdrückung einer Technik und die Wehrlosmachung eines Landes staatsmännische Klugheit verkörperte!

Den Schluß der Vorträge bildete der des Dr.-Ing. Lachmann über »Die Entwicklung kleiner und leichter Flugzeuge im In- und Ausland«.

Nach dem Kriege entstanden in fast allen Ländern Bestrebungen, Größe, Gewicht und Leistung der im Kriege entwickelten Flugzeuge zurückzubilden, um für private und sportliche Zwecke geeignete Bauformen heranzubilden. Es erscheint zweckmäßig, diese Bauarten nach Gewichtsgrenzen zu scheiden. Für Flugzeuge bis 220 kg Leergewicht wird der Ausdruck »Leichtflugzeuge« eingeführt. Unter diese Gewichtsgrenze fallen somit auch die sogen. »Segelflugzeuge mit Hilfsmotor«.

Flugzeuge mittleren Gewichts (bis 600 kg Leergewicht) sind unmittelbar nach dem Kriege besonders in Frankreich, England, Amerika, nach dem Erlöschen des Bauverbotes auch in Deutschland entstanden. Einer der bekanntesten und erfolgreichsten Vertreter dieser Bauart im Ausland ist das englische »Avro Baby«, ein normaler, verspannter, einstieliger Doppeldecker mit 35 PS wassergekühltem Groonmotor, der durch seine großen Flüge (London-Rom, London-Moskau, 1280 km quer durch Australien ohne Zwischenlandung) berühmt geworden ist. Es gelang im Auslande nur in ganz beschränktem Maße, privaten Absatz für derartige Maschinen zu finden, so daß sich diese Bauart nur dort halten konnte, wo eine Verbindung mit militärischen Zwecken, z. B. als Schul- oder Botenflugzeug, möglich war.

Deutschland ist das einzige Land, in dem sich derartige Maschinen eine größere praktische Bedeutung erringen konnten. Wenn man auch heute noch nicht von einem privaten Flugsport oder einem privaten Schnellreiseverkehr mit Hilfe derartiger Flugzeuge sprechen kann, so sind doch eine beträchtliche Anzahl derartiger Flugzeuge mit Motoren von 35 bis 70 PS als Ausbildungsmaschinen auf verschiedenen privaten Flugschulen in Anwendung. Daneben scheint die Anwendung als sog. »Zubringermaschinen« auf den Nebenstrecken der großen internationalen Luftlinien an wachsender Bedeutung zu gewinnen, wie die neuerdings erfolgte Indiendienstellung von Udet- und Focke-Wulf-Limosinen durch den Aero-Lloyd beweist. Diese Maschinen sind in der Lage, drei Personen ausschließlich des Führers in bequemer Kabine und Geschwindigkeiten von 130 bis 140 km pro Stunde bei einem Leistungsaufwand von nur 100 bzw. 70 PS zu befördern.

Die Entwicklung der eigentlichen Leichtflugzeuge nahm in Frankreich ihren Ausgangspunkt. Schon im Jahre 1919 brachte Farman einen kleinen Sport-Eindecker »Moustique« von nur 100 kg Leergewicht heraus, der mit einem 20-PS-ABC- und später einem 16-PS-Salmsonmotor ausgerüstet war. Während diese Maschine vom konstruktiven Standpunkt aus nur eine storchenschnabelmäßige Übersetzung der überkommenen Formen ins Winzige bedeuten, beanspruchen die von de Pischof ganz in Leichtmetall konstruierten leichten Doppeldecker »Estafette« und »Avionette« durch ihre neuartigen und selbständigen Bauformen größeres Interesse. Die heutige Entwicklung in Frankreich und den übrigen Ländern mit Ausnahme Englands steht noch im Stadium des Einsitzers.

Die deutsche im Jahre 1920 einsetzende Segelflugbewegung suchte die Züchtung des Leichtflugzeuges durch systematische praktische Forschungsarbeit an motorlosen Flugzeugen zu erreichen. Schon im Jahre 1922 hätte es nur eines kleinen Schrittes bedurft, um aus den damaligen erfolgreichen Segelflugzeugen durch geringe bauliche Veränderungen und durch Einbau eines geeigneten Leichtmotors Leichtflugzeuge zu schaffen. Leider fehlte es in Deutschland einerseits an einem geeigneten Leichtmotor, anderseits auch am nötigen Interesse für dieses angewandte Ziel der Segelflugbewegung. Im Jahre 1923 führte das von Klemperer konstruierte und von der Aachener Segelflug G. m. b. H. erbaute Leichtflugzeug (Hochdecker mit Mabeco-Motor) verschiedene erfolgreiche Flüge in der Rhön aus. Neben dieser Maschine sind der leichte Doppeldecker von Budig und der Daimler-Eindecker, der besonders durch die Flüge von Dipl.-Ing. Schrenk bekannt geworden ist, als erste deutsche Leichtflugzeuge zu nennen.

Die deutschen Erfahrungen im motorlosen Flug und im Bau der Segelflugzeuge wurden in England mit großem Interesse aufgenommen, jedoch erkannte man sehr schnell die geringen praktischen Möglichkeiten des reinen Segelfluges. Der Übergang zum Leichtflugzeug wurde besonders dadurch erleichtert, daß die hochentwickelte englische Leichtmotoren-Industrie geeignete Motoren

Digitized by Google

(ABC, Douglas, Blackburn) für diese Zwecke zur Verfügung stellen konnte. Der erste englische Leichtflugzeug-Wettbewerb in Lymphe im Herbst 1923 war ein voller Erfolg und bedeutete einen starken Impuls für die weitere Entwicklung in den übrigen Ländern. (Erzielte Höchstleistungen: 141 km Flugstrecke bei einem Benzinverbrauch von 4,5 l, 123 km pro Stunde Höchstgeschwindigkeit, 4400 Meter Gipfelhöhe). Die Haupterfahrungen bestanden in der Erkenntnis, daß der Schwerpunkt der weiteren Entwicklung in der Verbesserung der Betriebssicherheit der Leichtmotoren beruht, und daß nur der leichte Zweisitzer Aussicht für allgemeine Anwendung bietet. Es sind z. B. in England bisher nur vier leichte Einsitzer verschiedener Bauart in private Hände übergegangen. Der diesjährige Wettbewerb ist daher ausschließlich auf die Schaffung einer geeigneten Zweisitzerbauart zugeschnitten, wobei der Motor ein Hubvolumen von 1100 cm³ nicht überschreiten darf. Man erhofft durch die sehr strengen Ausschreibungen der Züchtung leichter Ausbildungsmaschinen für militärische Zwecke. Daneben beabsichtigt das englische Luftministerium, mit Hilfe derartiger Flugzeuge eine starke Verbreitung des Flugsportes und eine Erweckung des »airsense« unter der Jugend durch Gründung zahlreicher Vereinigungen unter Subvention der Behörden.

Der technische Zweck des leichten Flugzeuges ist sicheres und billiges Fliegen bei geringstem Aufwand an Baugewicht und Leistung. Die Sicherheitsforderungen sind hierbei bewußt den Forderungen der Wirtschaftlichkeit vorangestellt. Die Sicherheit in der Luft wird in erster Linie durch die Zuverlässigkeit des Motors bedingt. Letztere wiederum wird durch die konstruktive Durchbildung einerseits (Verbesserung des Schmier- und Kühlproblems), anderseits durch genügenden Leistungsüberschuß erreicht. Ein Flugzeug, bei welchem der Motor im Normalflug dauernd mit der Höchstleistung beansprucht wird, wird nie Anspruch auf große Betriebssicherheit machen können. Zu den Sicherheitsforderungen treten die Erfüllung genügender Bausicherheit in allen Fluglagen, leichte und sichere Steuerbarkeit bei allen Geschwindigkeiten, kurzer An- und Auslauf durch genügend niedrige Minimalgeschwindigkeiten.

Die Forderungen der Wirtschaftlichkeit werden erfüllt durch geringe Gestehungskosten, die ihrerseits durch sachgemäße und wohldurchdachte Bauweise erreicht werden. Die geringste Rolle in der Wirtschaftsbilanz spielen die eigentlichen Betriebskosten in der Luft. Ein Vergleich lehrt, daß z. B. Leichtflugzeuge hinsichtlich der Betriebsstoffkosten für das km pro Person dem Motorrad oder Kleinauto gleichberechtigt, wenn nicht überlegen sind.

Der Metallbau hat das Holz wegen seiner wesentlich geringen Herstellungskosten bei kleinen Serien noch nicht verdrängen können. Allerdings sind die führenden Konstrukteure heute bestrebt, in der Ausnutzung der sog. »Gewichtsfestigkeit« des Materials bis an die äußerste Grenze zu gehen. Daher muß oft Leichtmetall an die Stelle von Stahl treten, z. B. bei der Motorlagerung, der Innenverstrebung des Flügels und bei den Beschlägen. Die Rümpfe werden meistens aus Sperrholz mit tragender Haut oder aus geschweißten Stahlrohren hergestellt. Die letztere Bauart erweist sich als billiger bei gleichem oder geringerem Baugewicht.

Ein privater Flugsport erscheint heute trotz des relativ geringen Anschaffungspreises der Leichtflugzeuge (M. 6000 bis 8000) in größerem Umfange nur auf vereinsmäßiger Grundlage möglich. Unter den ehemaligen Heeresfliegern und der Jugend ist hierfür ein sehr großes Interesse vorhanden, wie die rege Beteiligung in der Rhön erneut bewiesen hat, und es ist zu hoffen, daß Industrie und Behörden ähnlich wie in England diesen Bestrebungen weitgehendst entgegenkommen.

Der Nachmittag des 4. September und der Vormittag des 5. September waren für die Besichtigungen bei den Firmen Hartmann & Braun A.-G., Peters-Union A.-G. und Adlerwerke A.-G. bestimmt. Am Nachmittag des 5. September fand bei schönstem Wetter ein Ausflug nach Homburg v. d. H. und der Saalburg statt. Durch die ganz hervorragende Führung von Studienrat Blümlein auf der Saalburg werden diese Stunden noch lange in angenehmer Erinnerung der Teilnehmer bleiben.

Neue Richtlinien für den Bau manntragender Drachen und zwei Lösungen des Problems.

Von Hans Seehase.

Die Entwicklung des Motorflugzeuges zu einem betriebsbrauchbaren Nutzfahrzeug war nur mit Hilfe neuzeitlicher Technik und Wissenschaft möglich. Auf dieses Rüstzeug war man aber beim Bau motorloser Flugzeuge und Drachen nicht angewiesen. Man muß sich daher wundern, daß Segelflugzeug und Drachen erst in unserem Zeitalter entwickelt werden. Während das Motorflugzeug im Zeitraum einer einzigen Generation geschaffen wurde und bis dahin keine Vorläufer gehabt hat, bestehen Konstruktionsaufgabe und Modell für Segelflugzeug und Drachen bereits seit Jahrtausenden. Nordische und griechische Überlieferung berichtet von Versuchen mit Segelflugzeugen; Archytas von Tarent (ca. 400 v. Chr.) und der chinesische General Han Sin (ca. 200 v. Chr.) kannten bereits den Drachen[1]).

Über die Verwendung von Drachen für Signal- und Nachrichtendienst liegen bereits aus dem Altertum Nachrichten vor. Last- oder manntragende Drachen sind erst in der Neuzeit bekannt geworden. Am Ende des 19. Jahrhunderts hat man Versuche gemacht, für militärische Zwecke Beobachter mit Hilfe von Drachen zu heben; die Berichte sind aus der Fachliteratur bekannt. Diese Drachen

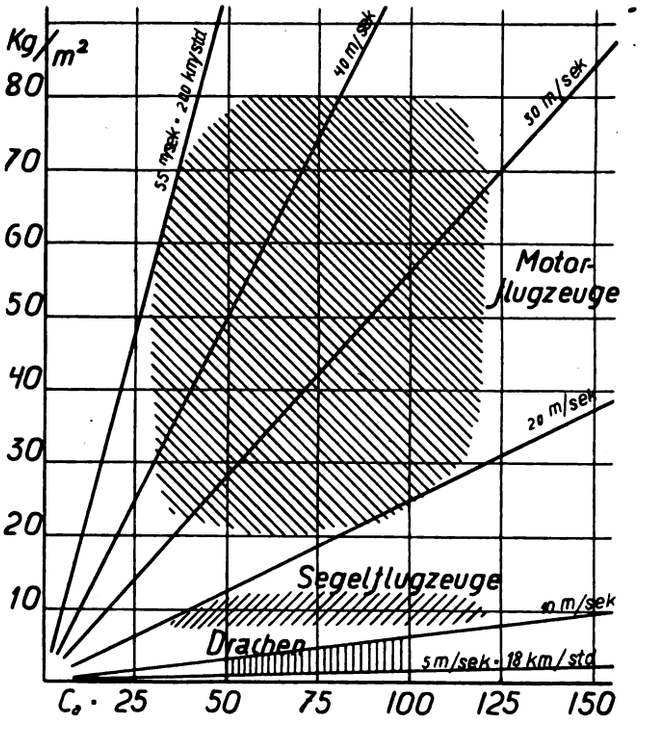


Abb. 1.

waren imstande, unter gewissen Bedingungen eine Person zu heben. Sie haben aber keine Bedeutung erlangt, da es nicht gelang, sie genügend frontbrauchbar zu machen. Bei Frontverwendung muß mit Bruch des Fesselseils gerechnet werden (Abnutzung, Böen, Kinken, falsche Manöver, Treffer). Bei allen früher erprobten Konstruktionen würde der Bruch des Fesselkabels einen katastrophalen Absturz des in einem Korb unterhalb des Drachens hängenden Beobachters bedeuten. Ich erblicke daher für die Fortentwicklung manntragender Drachen als wichtigste Forderung die, daß Einrichtungen getroffen werden müssen, die dem Beobachter nach Bruch des Fesselseils einen sicheren Abstieg zur Erde gestatten. Ein Drachenaufstieg darf also kein lebensgefährliches Experiment mehr sein, sondern soll die Anforderungen normalen Sports nicht übersteigen. Zwei Lösungen dieser Aufgabe werden unten an Hand erprobter Ausführungen besprochen.

Der eine Grund für die noch nicht erfolgte befriedigende Lösung des manntragenden Drachens ist eben gekennzeichnet; eine andere Schwierigkeit ist durch die zur Verfügung stehende geringe Windgeschwindigkeit bedingt. Man muß vom lasttragenden Drachen verlangen, daß er bei Windgeschwindigkeiten von 5 bis 10 m/s startet und fliegt. An Land kann man bei flauem Wind mit einem Schleppzug (Auto, Gespann) 5 m/s gerade noch ohne besondere Einrichtungen erzielen; bei Wasserfahrzeugen (U-Boote, Vorpostenschiffe) kann man zurzeit ca. 10 m/s erreichen. Infolge dieser geringen Windgeschwindigkeit sind sehr große Flächen für den manntragenden Drachen nötig. Er ist daher scharf vom Segel- und Motorflugzeug unterschieden. Abb. 1 zeigt deutlich die durch die verschiedenen Luftgeschwindigkeiten bedingten Grenzen dieser 3 Luftfahrzeuggattungen. Hier ist der Auftrieb einer 1 m² großen Fläche

[1]) Tching-Tschaï-Tsa-Ki.

Digitized by Google

(gleich Flächenbelastung) in Abhängigkeit von praktisch möglichen Auftriebsbeiwerten für die verschiedenen Windgeschwindigkeiten zusammengestellt

$$\left(A = C_a \frac{\gamma}{2g} F \cdot v^2\right).$$

Motorflugzeuge üblicher Bauart fliegen bei Windgeschwindigkeiten von 50 bis 20 m/s; Segelflugzeuge bei 20 bis 10 m/s, Drachen bei 5 bis 10 m/s. Man erkennt beispielsweise, daß Motorflugzeuge bis 80 kg pro Quadratmeter tragen, während man Drachen nur mit 2 bis 6 kg pro Quadratmeter belasten kann, d. h. mit anderen Worten ein Flugzeug von 50 m² (beisp. Sab. P. 3) hebt eine Nutzlast von 1000 kg, während der gleich große Drachen bei der ihm zugeordneten Windgeschwindigkeit nur 80 kg Nutzlast trägt (wobei angenommen ist, daß man einen so großen Drachen mit 80 kg Leergewicht herstellen kann). Die konstruktive Beherrschung solcher im Verhältnis zum Eigengewicht sehr großen Flächen stellt neue Aufgaben, deren Lösung bisher für lasttragende Drachen nicht in befriedigender Weise gelungen war. Drachen mit genügender Tragkraft und ausreichenden Flugeigenschaften lassen sich nur herstellen, wenn man sie so leicht bauen kann, daß ihr Fluggewicht ca. 3,2 kg/m² beträgt; d. h. diese Kennziffer muß auf ca. $^1/_{25}$ des bei Motorflugzeugen gebräuchlichen Wertes herabgedrückt werden.

Zu dem Leichtbau des Flugzeugbaues muß daher eine neue Art des »Leichtestbaues« ergänzend treten.

Im folgenden sollen 3 Arten von lasttragenden Drachen gezeigt werden:

1. Der für den Gebrauch auf U-Booten zusammenklappbare Beobachterdrachen alter Art,
2. Der vom Fesselseil willkürlich ablösbare, nach der Lösung automatisch fortsegelnde Fesseldrachen,
3. Der vom Fesselseil willkürlich ablösbare, als Fallschirm landende Fallschirmdrachen

Als am Ende des Weltkrieges die deutsche Marine für U-Boote manntragende Drachen einführen wollte, beteiligte sich auch die Firma Sablatnig Flugzeugbau an diesen Versuchsarbeiten. Nach Vor-Versuchen mit kleineren Modellen, die in Zusammenarbeit mit der Marine erprobt wurden, wurde die auf Abb. 2 dargestellte Konstruktion geschaffen. Die äußere Form entsprach dem bekannten Rhombusdrachen. Der Beobachter hing noch in der alten, von früheren Drachenversuchen bekannten, Art in einer Gondel unterhalb des Drachens. Die Gondel war an einer Laufkatze befestigt, die an dem Fesselseil ablaufen konnte; eine vom Beobachter bediente Bremse sollte den gewollten Abstieg bei in der Luft feststehenden Drachen ermöglichen. Die 4 langen Holme wurden durch

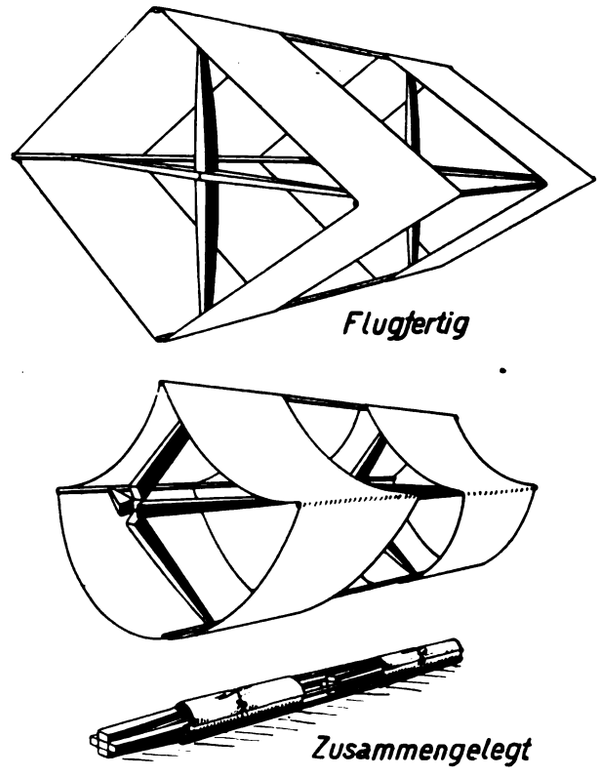


Abb. 2.

spreiz- und verriegelbare Strebenkreuze mit Hilfe von entsprechend angeordnetem Draht- und Stoffbespannungen steif gesetzt (Abb. 2). Abb. 3 zeigt den Rhombusdrachen im Betriebe. Im zusammengeklappten Zustande läßt sich der zu einem langen dünnen Paket

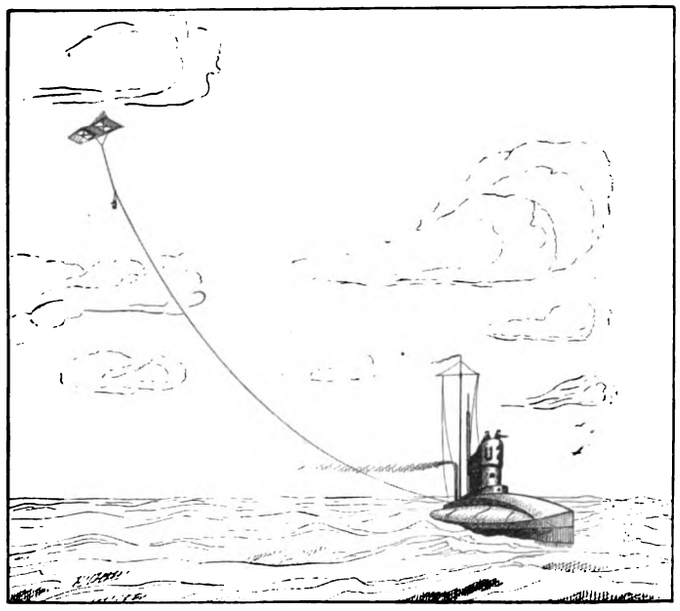


Abb. 3.

zusammengeschnürte Drachen leicht durch das Torpedoluk ein- und ausführen. Eine Erprobung konnte wegen des Kriegsendes nicht mehr erfolgen.

Auch bei dieser Konstruktion aus dem Jahre 1918 hing der Beobachter noch nach alter Art in einem Korb unter dem Drachen. Diese für Fesselballone richtige Aufhängung wurde ohne entsprechende Anpassung auf die ganz anders gearteten Drachen übertragen. Drachen und Ballon sind aber bekanntlich dadurch wesentlich voneinander unterschieden, daß der Ballon Eigenauftrieb besitzt, daß der Auftrieb des Drachens aber nur durch die strömende Luft entsteht, wie es auch bei den Flugzeugen der Fall ist. Es ist zu fordern, daß Beobachter und Drachen sinngemäß so angeordnet werden, daß der Drachen nach Aufhören des Luftstromes oder nach Bruch des Fesselkabels den Beobachter automatisch sanft zu Boden trägt. Gelingt es, diese Aufgabe zu lösen, so ergeben sich für den Drachenbau und den Betrieb manntragender Drachen ganz wesentliche Vorteile. Bei der alten Art mußte das Fesselkabel so stark sein, daß es unter Berücksichtigung der Betriebsabnutzung unter allen Umständen gegen Bruch gesichert war, denn ein Reißen des Kabels würde für den Beobachter Lebensgefahr bedeuten. Bei der neuen Art kann man dagegen mit der Seilbeanspruchung ohne Gefährdung des Beobachters bis dicht an die Bruchgrenze herangehen, wodurch wesentlich dünnere Seile angewandt werden können. Da die dünneren Seile auch erheblich leichter sind, kann man bei der neuen Art größere Steighöhe erreichen, da bekanntlich die Steighöhe eines Drachens wesentlich vom Seilgewicht abhängt. Bei der alten Anordnung mußte man schwere Böen der Bruchgefahr wegen unter allen Umständen vermeiden; bei der neuen Anordnung bedeutet Seilbruch weiter nichts als ein vorzeitiges Landen. Durch diese Möglichkeit sicherer Landung nach ungewolltem Seilbruch oder nach beabsichtigter Lösung vom Fesselseil wird das Zutrauen zu Drachenaufstiegen erheblich gesteigert; Drachenaufstiege bedeuten dann also kein waghalsiges Experiment mehr, sondern rücken in den Bereich normalen Sports.

Bei den beiden unten beschriebenen neuen Drachensystemen ist diese Aufgabe konstruktiv und betriebstechnisch gelöst. Man könnte die eben gestellte Aufgabe noch erweitern und verlangen, daß der Drachen nicht nur automatisch landet, sondern daß man auch in der Lage sein soll, nach beabsichtigtem oder unbeabsichtigtem Lösen vom Seil, den Landeplatz selber wählen zu können. Das würde also bedeuten, daß man ein Luftgerät schaffen müßte, welches als Drachen aufsteigt und entfesselt als Gleit- oder Segelflugzeug absteigt. Auch diese Aufgabe wurde gelöst und in der nachstehenden Weise durchgeführt und erprobt.

Das »Drachengleitflugzeug« besteht aus einer tragenden Grundfläche aus Stoff, die in fünf einzelne Flächen aufgelöst ist (die hinteren Kanten haben nach oben außen gerichtete V-Form), und aus

Digitized by Google

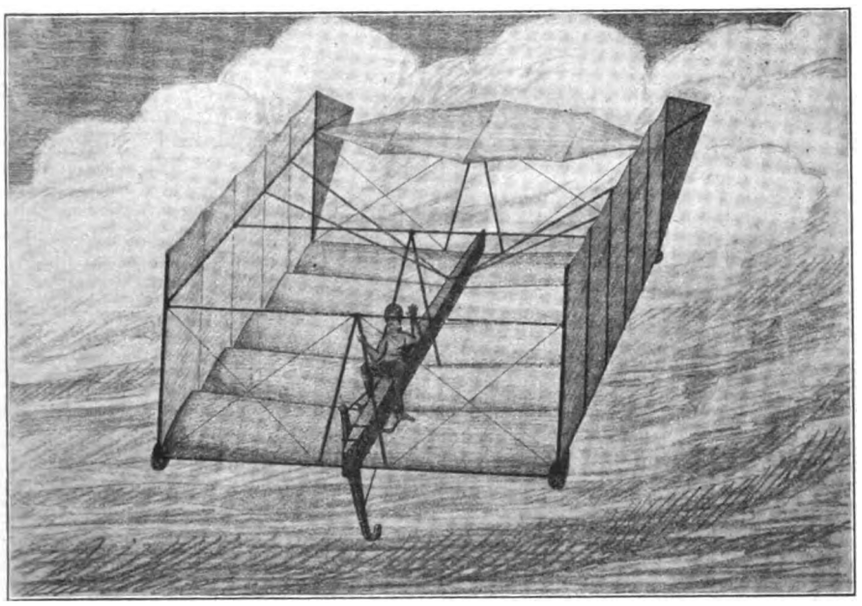


Abb. 4.

Fesselflug in den Gleitflug übergeht. Im Fesselflug besitzt der Drachen einen Anstellwinkel von ca. 60°, während das freifliegende Flugzeug mit etwa 5° angestellt ist. Auf der stark schräggestellten Fläche des Drachens ruht nun ein erheblicher Winddruck, der bei den unten beschriebenen Modellen der Windstärke entsprechend von 200 bis 1200 kg schwankte. Unter Wirkung dieser erheblichen Kraft wird der Drache beim Lösen vom Fesselkabel fortgeschleudert und dann sinken. Bei richtig gewählten Drachenformen, das sind solche, die zur Ausführung eines Gleitfluges geeignet sind, werden die auf Abb. 7 dargestellten Gleitbahnen beschrieben. Bei Kopflastigkeit, steiler Sturzflug *k*. Bei Schwanzlastigkeit gleitet der Drache zunächst nach hinten ab, kehrt dann um und macht einen kurzen Gleitflug nach vorn, wobei er nun infolge seiner Schwanzlastigkeit wieder nach hinten abgleitet; dieses Spiel wiederholt sich mehrmals, der Höhe und den Windstärken entsprechend. Bei *S*. 5 ist die Schwanzlastigkeit groß, die deshalb lange Rückwärtsbahn treibt den Drachen mit dem Wind nach hinten; bei *S* 4 ist die Schwanzlastigkeit kleiner, der Drache landet etwa unterhalb des Ablösepunktes; bei *S*. 3 gestattet die noch geringere Schwanzlastigkeit eine Landung vor dem Ablösepunkt; bei *S*. 2 wird bei noch vorhandener Schwanzlastigkeit kein Rückwärtsgleiten mehr eintreten, es erfolgt ein wellenförmig verlaufender Gleitflug; bei *S*. 1 ist fast keine Schwanzlastigkeit mehr vorhanden, die Wellen beim Gleitflug sind kleiner. Bei *a* ist die Gewichtsverteilung richtig, siehe auch Abb. 6. Man beachte, daß diese Eigenbewegung des Drachens ohne Betätigung irgendwelcher Steuer ausgeführt wird. Dieses automatische Absteigen ohne Zuhilfenahme irgendwelcher Steuer dürfte in Fällen von Verwundung oder Ohnmacht des Beobachters von

Abb. 5.

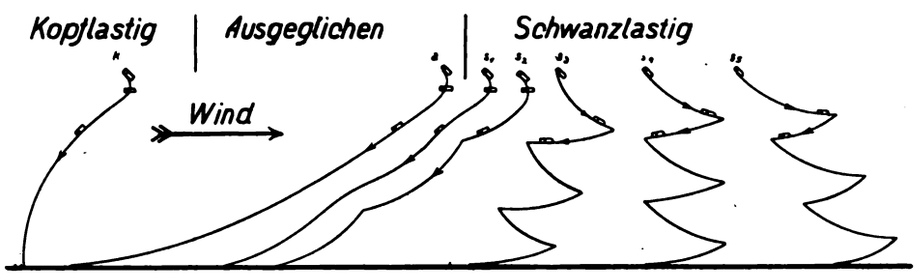


Abb. 7.

2 großen Seitenflächen, die zum Aufrichten aus schiefer Lage dienen (Abb. 4). Die Last bzw. der Beobachter ist auf einem Mittelkiel über der tragenden Grundfläche vorn in der Mitte angeordnet. Die Fesselung weicht von den bekannten Arten nicht wesentlich ab. Die Drachen können bei richtiger Ausbildung mit Sicherheit gestartet werden und besitzen im Drachenflug eine ganz außerordentlich stabile Lage, die von anderen Modellen wohl nicht erreicht wird. Nach Lösen von der Fesselung oder bei Seilbruch stellt sich der Drache automatisch zum Gleitflug ein und landet dann sanft, wenn seine Abmessungen und Gewichtsverteilung richtig gewählt sind. Die Drachenform hat auch den Vorteil, daß sie sich beim freien Flug sofort wieder aufrichtet, wenn sie durch irgendwelche Umstände, z. B. Gewitterböen oder dgl., auf die Seite gelegt oder auf den Kopf gestellt wird. Abb. 5 stellt die einzelnen Phasen des Aufrichtens dar. Auf Abb. 6 ist gezeigt, wie der Drache aus dem

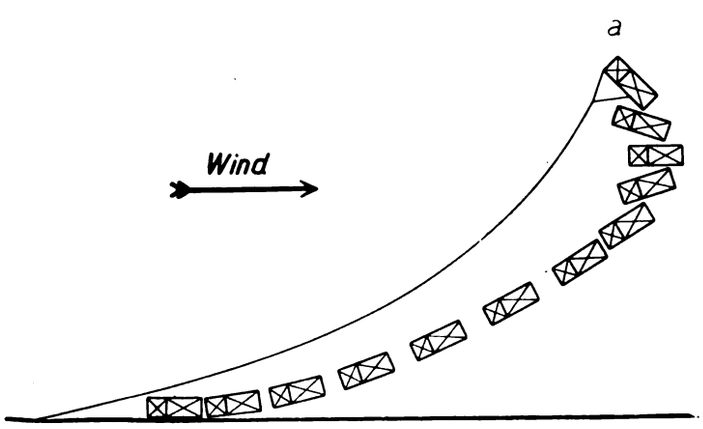


Abb. 6.

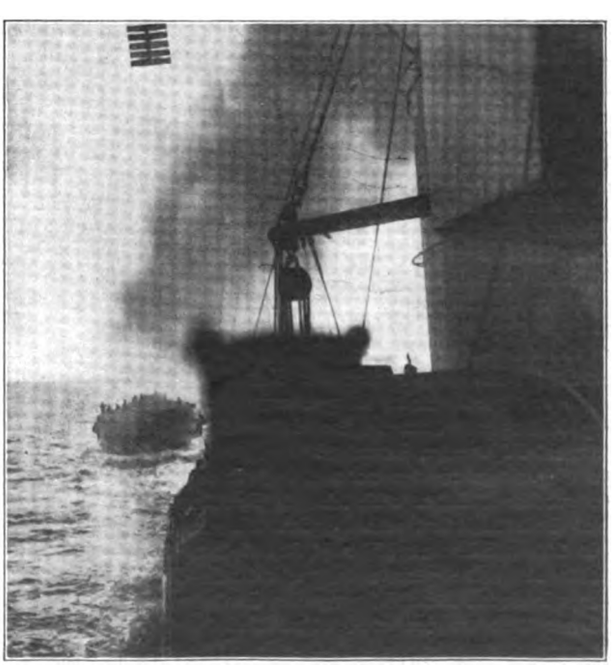


Abb. 8.

Digitized by Google

großem Wert sein. Man kann auch in bekannter Weise für fluggewohnte Personen Seiten- und Höhensteuer anbringen, mit denen dann Kursfliegen und Ausnutzung schwankender Windgeschwindigkeiten, kurz gesagt, Gleit- und Segelflüge ermöglicht werden.

Das letzte für die Versuche benutzte Drachengleitflugzeug hatte eine Grundfläche von 5,5 × 7 m und zwei Seitenflächen von 2,5 × 7 m (Bild 4). Das Gerüst des Drachens bestand aus Duraluminiumrohren, die mit Drahtverspannung steif gesetzt waren. Die Bespannung war nicht imprägnierte Flugzeugleinwand. Die

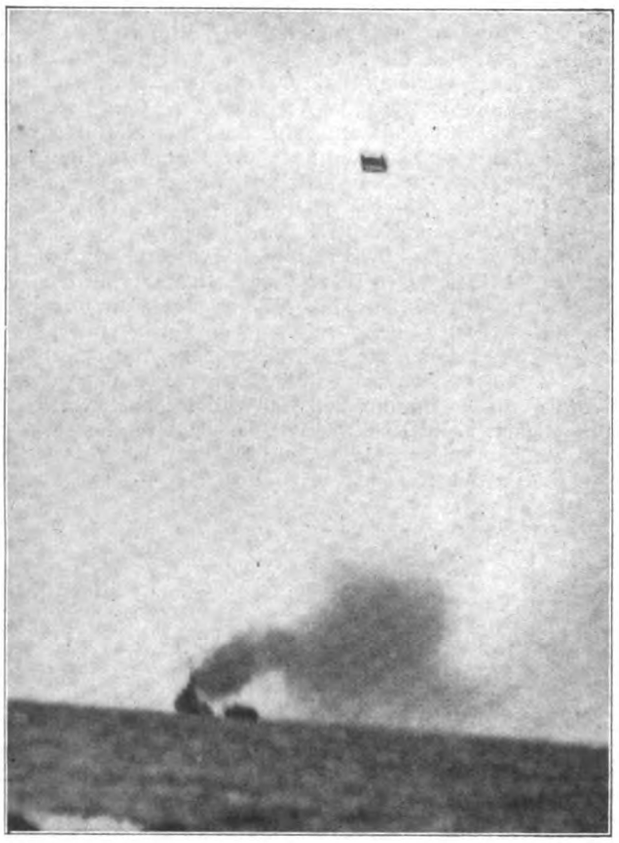


Abb. 9.

starken unteren Querrohre waren mit einem mitten auf ihnen liegenden langen dünnen Rumpf verbunden. Der Sperrholzrumpf bildete einen mit Schotten versehenen wasserdichten Kasten, dessen Inhalt so bemessen war, daß er bei Wasserlandungen den nötigen Auftrieb erzeugte. Oben auf diesem Rumpf war der Sitz für den Beobachter angeordnet. Nach Lösen des Rumpfes und der Längsholme konnten die einzelnen Rahmen des Gerippes harmonikaartig zusammengeschoben werden, so daß der Drache beim Transport wenig Raum einnahm.

Bei den Flugversuchen wurde der Drachen auf einen Prahm aufgestellt, der durch ein anderes Fahrzeug gegen den Wind geschleppt wurde; das Drachenkabel war am Schlepper befestigt. Auf Abb. 8 fliegt der Drachen in etwa 50 m Höhe. Auf Abb. 9 hat er ca. 240 m erreicht. Bei einem anderen Versuch war der Drachen mit 57 kg Ballast belastet; bald nach dem Start geriet er beim raschen Steigen in eine Luftschicht mit anderer Strömungsrichtung, so daß er stark nach Steuerbord ausscheren mußte. Während dieses Ausscherens brach bei starker Schieflage des Drachens das Fesselkabel. Trotz des stark böigen Windes von ca. 12 m/s richtete sich der Drachen nach dem Bruch des Kabels sofort auf und landete glatt, wie erwartet. Beim Bergen wurde der Drachen durch den Seegang leider zertrümmert, so daß weitere Versuche vorläufig nicht angestellt werden konnten.

Im Gegensatz zu den schnell vorwärts fliegenden Flugzeugen bot der große scheinbar stillstehende Drachen einen ungewohnten Anblick. Er stand fast unbeweglich wie ein Himmelskörper, das Schiff in 240 m Höhe ungefähr ½ Stunde lang begleitend. Ab und zu machte sich eine geringe langperiodische Eigenschwingung bemerkbar, die durch Beschädigung des Gerüstes bedingt war. Während dieser Zeit wurden ca. 600 m Kabel gesteckt und gehievt. Bemerkenswert war ferner, daß der Drachen trotz seiner leichten Bauart und der großen Flächen nicht erheblich beschädigt wurde, als er bei stilliegendem Schiff nach einer Wasserlandung durch den Flutstrom unter das Schiff gedrückt wurde und auf der anderen Seite wieder zum Vorschein kam. Die Reparatur konnte in kurzer Zeit ausgeführt werden. Im Gegensatz hierzu erleiden ins Wasser gefallene Flugzeuge bei der Bergung bekanntlich stets Totalbruch.

Das soeben geschilderte Drachenflugzeug wog trotz aller Sorgfalt, die bei der Konstruktion verwandt wurde, im leeren Zustand ca. 95 kg. Zum Fliegen mit einer Person waren also bei einer Flächenbelastung von ca. 4,4 kg/m² nach Abb. 1 10 bis 12 m/s Wind erforderlich. Diese Geschwindigkeit kann bei Windstille nur mit sehr schnellfahrenden Schiffen erreicht werden. Es muß daher versucht werden, Drachen zu bauen, die bei 6 bis 7 m/s fliegen; die hierzu erforderliche geringe Flächenbelastung von ca. 3 kg/m² darf aber nicht durch beliebige Vergrößerung des Drachens erreicht werden, da er dann zu unhandlich wird; es muß daher der bisher übliche Leichtbau zum Leichtestbau fortentwickelt werden. Da man am Beobachter, der 70 bis 80 kg wiegt, nichts sparen kann, muß man nach Konstruktionen suchen, die das Leergewicht des Drachens von 100 kg auf ca. 20 kg herunterdrücken. Dies ist in dem nachstehend beschriebenen »Drachenfallschirm« gelungen, der fast alle starren, vor allem die auf Knickung und Biegung beanspruchten Teile vermeidet und bei dem die Luftkräfte sich nicht auf ebene, flächenartige Gebilde abstützen, sondern auf einen sackartig aufgeblähten Schirm in fast reiner Zugbeanspruchung wirken.

Bei dem »Drachenfallschirm« ist über einen viereckigen Rahmen aus Duraluminiumrohren ein nach Art eines Fallschirmes ballonartig ausgestalteter Sack aus Stoff bespannt (Abb. 10). Am Rahmen angreifende Spannseile vereinigen sich am Fesselpunkt des Erdkabels; andere in ähnlicher Weise am starren Rahmen befestigte Seile tragen den unter dem Drachen hängenden Beobachter. Bei richtiger Wahl der Verhältnisse erzeugt jener aufgeblähte Fallschirmsack erheblichen Auftrieb und steigt in bekannter Weise als Drachen auf, so paradox es auch scheinen mag. Beim Lösen vom Fesselkabel (welches beabsichtigt oder unbeabsichtigt geschehen kann) stellt sich durch sinngemäße Verknüpfung der Fesselseile mit den Gewichtsseilen die im Drachenflug mit einem Anstellwinkel von ca. 60° geneigte Grundfläche des Schirmes unter Wirkung der Last und der freien Luftkräfte so um, daß der Anstellwinkel 0° wird, d. h., daß der Drache als reiner Fallschirm zu Boden gleitet. Die einzelnen Phasen: Drachenflug, Ablösen, Umstellen, Fallschirmflug und Landung sind auf Abb. 11 dargestellt.

Diese Art der Konstruktion, bei der der im Beobachter konzentrierte große Gewichtsanteil (75 kg) an langen Schnüren unterhalb hängt, während der wesentlich leichtere Tragkörper (15 kg) mit seiner großen Fläche jeder Windänderung mit Leichtigkeit folgt, wird leichter durch Windschwankungen beeinflußt und liegt

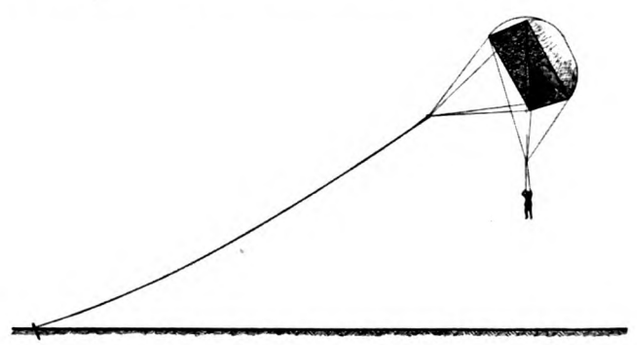


Abb. 10.

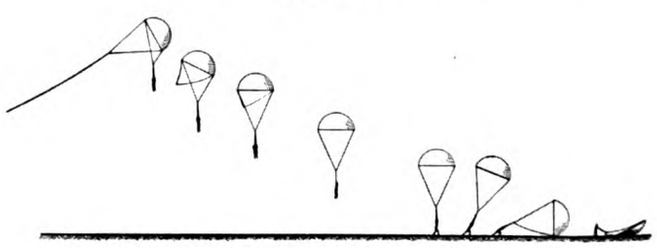


Abb. 11.

nicht so fest in der Luft wie das vorhin geschilderte Drachengleitflugzeug. Durch richtige Wahl der Pendellänge und der Spannlänge, sowie durch Einbau des V-förmigen Segels (Abb. 10) kann man das Pendeln des Beobachters genügend dämpfen, so daß unbedenklich Personenaufstiege vollführt werden können. Nach den bisher bei Aufstiegen gemachten Erfahrungen waren die vom Beobachter

Digitized by Google

ausgeführten Schwingungen infolge der ca. 7 m langen Pendellänge so langsam, daß sie nicht mehr unangenehm empfunden wurden. Die beim Pendeln auftretenden Beschleunigungskräfte sind viel geringer als die in den bekannten Vergnügungsschaukeln auftretenden. Das Gefühl für die Pendelbewegung verschwindet fast vollkommen, wenn man sich am Ende der Schwingung mittels Beinschwung in die jeweilige Bewegungsrichtung einstellt.

Wenn man bei diesem »Drachenfallschirm« auch nicht wie mit dem vorher beschriebenen »Drachengleitflugzeug« nach dem Ablösen vom Fesselkabel segeln kann, sondern nur mit Fallschirmsicherheit zu Boden kommt, so bietet diese Bauart aber doch folgende wesentliche Vorteile, die ihn für viele Zwecke den bisher bekannten Drachen weit überlegen erscheinen läßt. Da er nur aus 4 Rohren und einer Stoffhülle besteht, ist er sehr einfach und billig herzustellen. Der Gesamtpreis bei Ausführung in Seide ist nicht höher als der eines Motorrades. Infolge der einfachen Bauart läßt sich der Drachenfallschirm auch leicht zusammenlegen und transportieren; die Hülle kann auf Rucksackgröße zusammengepackt werden. Den Rucksack, Leinen und Rohre kann eine Person tragen, da das Gewicht je nach Größe nur 15 bis 20 kg beträgt (Abb. 12).

Billiger Preis, geringer Raumbedarf und leichte Zusammenklappbarkeit machen den Drachenfallschirm zum Gebrauch auf Schiffen besonders geeignet, da eine größere Anzahl auf kleineren Schiffen mitgeführt werden und durch die vorhandenen Luks leicht unter Deck gebracht werden kann. Infolge der einfachen Bauart

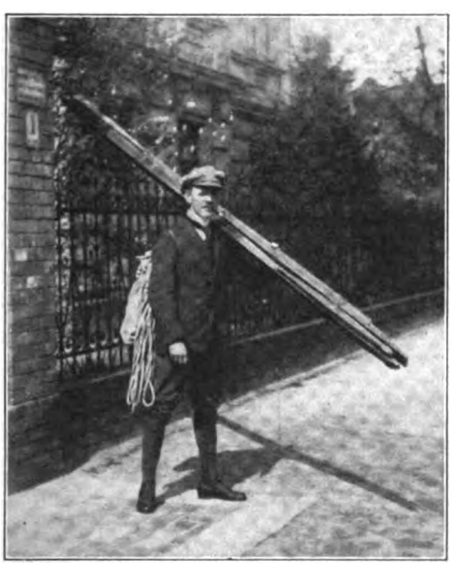


Abb. 12.

sind Beschädigungen während der Handhabung und des Transportes fast ausgeschlossen. Es hat sich auch gezeigt, daß selbst größere Löcher in der Hülle unschädlich sind, da ja die ganze Hülle wie beim Fallschirm mit entsprechend geführten Bändern besetzt ist, die ein Weiterreißen der Löcher und Platzen der ganzen Hülle mit Erfolg verhindern. Ganz mürber Stoff, der mit dem Finger durchstoßen werden konnte, hat beispielsweise bei Wind von ca. 12 m/s infolge der reinen Zugbeanspruchung noch gehalten. Die Handhabung bei Start und Landung ist sehr einfach und ist bereits bis zu Windstärken von 17 m/s ohne Schwierigkeiten bewerkstelligt, was bei großen Kastendrachen wahrscheinlich nicht möglich ist.

Die ersten Personenaufstiege mit festem Fesselpunkt wurden am 24. April 1923 vorgenommen. Späterhin erfolgten auch Aufstiege, indem bei nicht ausreichender Windstärke ein Auto vorgespannt wurde. Der Start ist hierbei besonders einfach; die Hülle schwebt über dem zunächst auf dem Boden mitlaufenden Beobachter frei in der Luft und hebt ihn schließlich an (Abb. 13). Auch von kleinen Schiffen aus, die wesentlich schmäler als der Drache sind, kann man diese Drachenform mit Sicherheit starten und, was auch mehrfach erprobt wurde, unbeschädigt wieder an Bord nehmen.

Da die beiden zuletzt geschilderten Systeme nach ihrer Ablösung mit Sicherheit landen, kann man die Ablösung entweder von unten aus betätigen oder aber noch besser dem Beobachter eine Reißleine in die Hand geben, mit der er die Auslösevorrichtung betätigen kann. Die Auslösevorrichtung muß in letzterem Falle leicht ansprechen, was nur durch besondere konstruktive Maßnahmen ermöglicht werden kann. Im Drachenkabel, also auch an der Ablösestelle, wurden nämlich bei Drachen bisheriger Größe

Abb. 13.

Kräfte von 200 bis 1200 kg festgestellt. Die zur Auslösung verfügbare Kraft beträgt aber besonders bei dem am Drachenfallschirm frei hängenden Beobachter, der sich ja nirgends abstützen kann, nur wenige Kilogramm. Auf diese geringe Entkupplungskraft muß die Slipvorrichtung unter allen Umständen ansprechen, damit bei eintretenden Gefahren die Verbindung mit dem Fesselkabel sofort gelöst werden kann. Die benutzte Auslösevorrichtung hat die an sie gestellten Erwartungen erfüllt und ist als betriebsbrauchbar erprobt.

Oben wurde an Hand einer graphischen Zahlentafel nachgewiesen, daß wegen der verhältnismäßig geringen Windstärke von

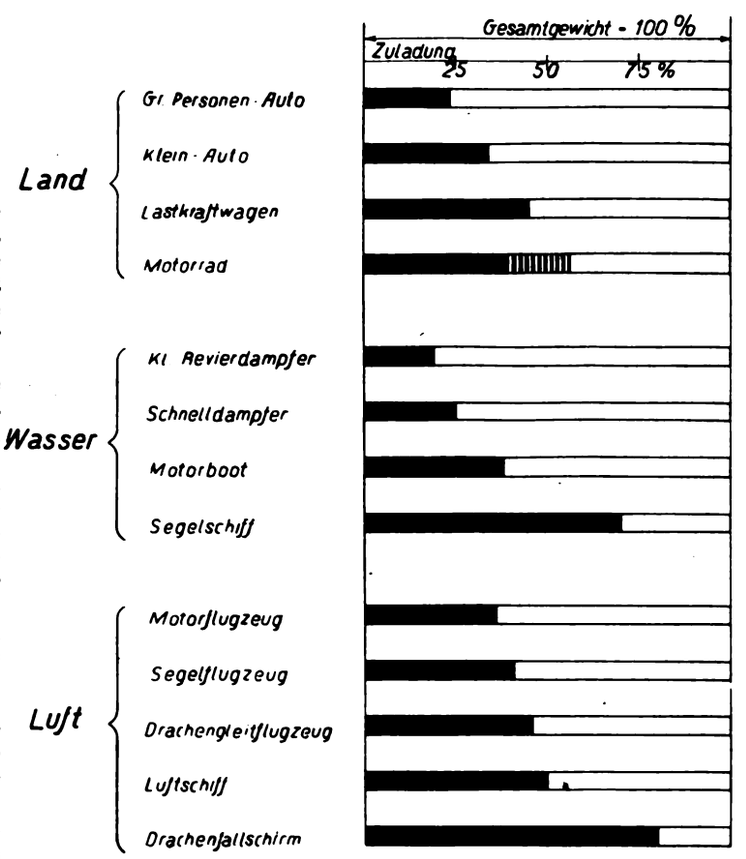


Abb. 14.

Digitized by Google

5 bis 10 m/s der Drachenbau als eine Fortentwicklung des Flugzeugleichtbaues aufgefaßt werden müsse, da nur durch den »Leichtestbau« brauchbare manntragende Drachen geschaffen werden können. Die Ausdrücke »Leichtbau« und »Leichtestbau« kennzeichnen nur die Entwicklungsrichtung, ohne uns Aufschluß über die Größe des erreichten oder erstrebten Erfolges zu geben.

Um zu beurteilen, bis zu welcher Vollendung bezüglich des Gewichtsaufwandes eine Konstruktion gediehen ist, soll die graphische Vergleichszahlentafel zwischen Gesamtgewicht und Zuladung (Abb. 14) herangezogen werden. Das Verhältnis der Zuladung zum Gesamtgewicht ist bei den verschiedenen Luft-, Wasser- und Landfahrzeugen verschieden groß. Bei den Landfahrzeugen sieht man, daß das Motorrad (insbesondere mit Sozius) die höchste Stufe der Entwicklung innehat. Bei den Wasserfahrzeugen fällt die geringe Zuladung der durch eigene Kraft bewegten Schiffe auf. Man sieht hier auch sehr deutlich die Überlegenheit des Segelschiffes, welches durch Heranziehung der gewichtslosen Kraftquelle des Windes besonders günstig abschneidet. Das neue Gebiet des Luftfahrzeugbaues kennzeichnet sich im Verhältnis zu den älteren Gebieten des Leichtbaues durch eine ziemlich hohe Zuladung, die bei Motorflugzeugen auf 40 vH, beim Luftschiff sogar auf ca. 50 vH des Gesamtgewichtes steigt. Zur Abschätzung der konstruktiven Vollendung der beiden zuletzt beschriebenen Drachenkonstruktionen ist dieser Vergleich sehr lehrreich; er zeigt, daß das mit gewöhnlichen konstruktiven Mitteln gebaute Drachengleitflugzeug (starre Konstruktion, ebene Flächen, Knickungs- und Biegungsbeanspruchungen) nur 46 vH Nutzlast tragen kann, also etwa zwischen Segelflugzeug und Luftschiff steht. Das günstigste Verhältnis weist der mit einfachen Mitteln gebaute Drachenfallschirm auf, bei dem die Nutzlast 80 vH des Gesamtfluggewichts beträgt. Dieses günstige Verhältnis zeigt uns auch, daß an diesem System bezüglich des Eigengewichts nur noch geringe Fortentwicklung möglich ist.

Die beiden oben geschilderten neuen Drachensysteme wurden während einer Zeit entwickelt, in der es an Mitteln und Möglichkeiten zur Anstellung von Versuchen mangelte. Die Anregung, die Entwicklung des manntragenden Drachens wieder aufzunehmen, wurde anläßlich der WGL-Tagung 1921 durch Herrn Buschberg gegeben. An der Entwicklung und Erprobung der beiden Systeme haben die Herren Horstenke, Schüttler und Borchert in hingebender Weise mitgearbeitet. Die Versuche wurden durch die Herren Baeumker, Ehrenberg und Schröter gefördert.

Bücherbesprechung.

25 Jahre Zeppelin-Luftschiffbau. Von Direktor Dr. L. Dürr, V.D.I.-Verlag, Berlin. 83 Seiten mit 186 Textabbildungen und einer Tafel. Preis broschiert M. 8, in Ganzleinen M. 10. Bei Bestellung durch die WGL 10 vH Rabatt zuzüglich Porto.

Wirklich wertvolle technische Veröffentlichungen auf dem Gebiete des Luftschiffbaues sind selten. Was davon vorhanden ist, ist meist zerstreut in den verschiedensten Zeitschriften und Zeitungen und ausnahmsweise auch einmal in populär geschriebenen Büchern über das Luftschiff. Im allgemeinen hielten die Luftschiffwerften aber bis fast in die letzte Zeit hinein aus Konkurrenzgründen ängstlich alle Einzelheiten geheim, die sich auf die Konstruktion, den Bau und den Betrieb ihrer Schiffe bezogen.

Die vorliegende Veröffentlichung ist daher mit besonderer Freude zu begrüßen. Dr.-Ing. e. h. Dürr, Direktor des Luftschiffbau Zeppelin in Friedrichshafen, hat sie als Festgabe zum 25jährigen Bestehen des Zeppelinbaus geschrieben. Als langjähriger vertrauter technischer Mitarbeiter des Grafen Zeppelin hat er den größten Teil der Entwicklung des Zeppelin-Luftschiffes persönlich mit erlebt und maßgebend beeinflußt. Wie kaum ein anderer war er daher dazu berufen, diese wertvolle historische Übersicht zu geben und dem Fachmann sowohl wie dem Laien damit zu zeigen, was in diesen Jahren genialer Arbeit, des Ankämpfens gegen Elemente, Material und Menschen und des schließlichen Erfolges alles geleistet wurde und wie sich alles eins aus dem andern nacheinander entwickelte.

Die Aufgabe, die sich Dr. Dürr gestellt hat, hat er meines Erachtens in ausgezeichneter Weise gelöst. Gerade der Fachmann des Luftschiffwesens — viele gibt es davon ja nicht in Deutschland — wird staunen über die Fülle von Material, das in dem Buch enthalten ist. Nicht nur die Hauptpunkte der Beschreibung, sondern auch manche scheinbar nebensächliche Bemerkungen werden ihm die Erinnerung wecken an irgendeine der zahllosen Schwierigkeiten, die sich der Entwicklung entgegenstellten, die erst in zäher Arbeit überwunden werden mußten und die hier nur so ganz nebenbei — es waren ja noch so unzählig viele andere zu überwinden gewesen — erwähnt sind.

Das Buch stellt kein Lehrbuch dar, wird aber trotzdem dem Techniker, der lernen will, eine große Reihe von neuen und wertvollen technischen Gedanken vermitteln, mag er nun Flugzeuge bauen oder Seedampfer oder Eisenbahnen, Automobile oder sonst ein technisches Bauwerk, bei welchem eine konstruktive Weiterentwicklung, beispielsweise auf dem Gebiete des Leichtbaues möglich ist. Wir dürfen ja nicht vergessen, daß mit dem Starrluftschiff erst ein wirklicher »Leichtbau« in der Technik begann. Luftschiffbau war von Anbeginn »Neuland«.

Aber nicht nur für den Ingenieur ist das Buch interessant. Auch für den Laien. Und darin liegt sein weiterer Vorzug. »Gelehrte« Auseinandersetzungen fehlen glücklicherweise ganz; das Buch ist allgemeinverständlich geschrieben und bietet trotzdem in technischer und wissenschaftlicher Hinsicht wertvolles Material. Es erscheint mir geeignet, in weitesten Kreisen erneutes Verstehen und Interesse für das Luftschiff zu erwecken. Nicht zum wenigsten tragen dazu die zahlreichen ausgezeichneten Zeichnungen und Illustrationen bei.

Bei einem guten Buch soll man ruhig auch Mängel erwähnen: Es macht mir den Eindruck, als ob bei der Darstellung der historischen Entwicklung an einigen Stellen, dem Verfasser selbst wahrscheinlich ganz unbewußt, der reine »Firmenstandpunkt« zu sehr hervortritt, derart, als ob nun alles, was jemals in den 25 langen Entwicklungsjahren beim Luftschiffbau Zeppelin konstruiert oder gebaut wurde, gut und richtig gewesen wäre. Es war nicht alles gut, konnte es auch nicht sein. Eine »Entwicklung« geht stets auch einmal Irrwege und, daß ein Nicht-Techniker, wie es Zeppelin war, trotzdem in dieser ganz neuen Technik, wo jedes Vorbild fehlte, so wenig Irrwege gegangen ist und solche Erfolge erzielt hat, das ist ein Lob, wie es größer nicht ausgesprochen werden kann. Man sollte also lieber das, was nicht richtig war, auch ruhig als Fehler zugeben und nicht unnötigerweise nachträglich zu rechtfertigen versuchen. Der alte Graf Zeppelin und auch der Luftschiffbau selbst haben das nicht nötig.

Es scheint mir auch so, als ob die Darstellung der technischen Entwicklung in gewissen Punkten etwas gar zu sehr »zugeschnitten« wäre auf Patentstreitigkeiten, die in den letzten Jahren mit einer anderen großen Luftschiffbaufirma geführt worden sind. Dadurch erhalten einige Ausführungen gewissermaßen den Charakter von mit einer ganz bestimmten Absicht aufgestellten »Prozeßbehauptungen«, wodurch unnötigerweise Angriffspunkte für eine unfruchtbare Polemik gegeben werden und die tatsächliche Darstellung leidet. So ist, um ein Beispiel herauszugreifen, die Auseinandersetzung über die Gasabführung, ihre historische Entwicklung und ihren augenblicklichen Stand, also eine der wichtigsten und für die Sicherheit des Luftschiffes bedeutungsvollsten Fragen meines Erachtens durchaus angreifbar und geeignet, schwerwiegende grundsätzliche Mißverständnisse über die wirklichen Verhältnisse hervorzurufen.

Zu begrüßen wäre es gewesen, wenn Dr. Dürr etwas Näheres über das in Deutschland beim ZR III zum erstenmal angewandte Mastfesselgeschirr gebracht hätte. Für den Laien wäre ein Bild des Laufganges, vom Innern desselben aus aufgenommen, sehr lehrreich. Aus den vorhandenen Bildern wird er sich nur schwer eine genügende Raumvorstellung von dieser neuen, recht glücklichen Konstruktion machen können. In dem Schaubild auf Seite 29, Vergleich der Geschwindigkeiten verschiedener Verkehrsmittel, ist der Schnellzug mit nur etwa 60 km/h wohl etwas zu stiefmütterlich behandelt.

Diese kleinen Ausstellungen, deren Beseitigung bei einer neuen Auflage des Werkes, die wir ihm wünschen wollen, ihm nur zum Vorteil gereichen würde, nehmen ihm aber, wie ich ausdrücklich betonen möchte, nichts von seinem allgemeinen Werte. Eine Besprechung des Inhaltes im einzelnen, ist wegen der Fülle des Gebotenen, hier nicht möglich. In seinem ersten Teile gibt das Buch eine übersichtliche allgemeine Beschreibung des jetzt fertiggestellten und an Amerika abzuliefernden Reparationsluftschiffes ZR III, des 126sten und modernsten Luftschiffes der Bauwerft; mit vorzüglichen Lichtbildern, Zeichnungen und einer Tafel mit technischen Übersichtsplänen.

Wird damit das Endprodukt einer 25jährigen Entwicklung geschildert, so ist der zweite größere Teil des Buches der historischen Entwicklung bis zu ihrer Endleistung gewidmet. Ein außerordentlich umfangreiches, bisher nur wenig bekanntes, wertvolles Material wird dabei der Öffentlichkeit zugänglich gemacht. Um wenigstens einen ungefähren Überblick darüber zu geben, bringe ich das in Stichworten gefaßte Inhaltsverzeichnis:

Digitized by Google

I. Das Amerika-Luftschiff LZ 126:
Schiffskörper, Maschinenanlage, Benzinanlage, Ballastanlage, Führergondel, Funkkabine, Elektrische Beleuchtungsanlage, Landeeinrichtungen, Räume.
II. Kennzeichnende Grundgedanken der Zeppelinschiffe.
III. Entwicklung der Z-Schiffe nach Form, Größe und Leistung.
IV. Konstruktionsentwicklung der Z-Schiffe.
Entwicklung der Bauelemente:
Baumaterial, Prüfverfahren, Träger, Trägerverbindungen.
Entwicklung des Schiffstragkörpers:
Längsträgeranordnung, Ringanordnung, Entwicklung der Drahtverspannung zwischen den Längsträgern, Laufgang, Bauverfahren.
Schiffbaulicher Teil:
Entwicklung der Ruder- und Steueranlage, Entwicklung der Gasanlage, Entwicklung der Schiffskörperhülle, Gondelanordnung.
Entwicklung der Maschinenanlage der Zeppelin-Luftschiffe:
Allgemeine Anordnung, Motoren, Getriebe und Triebwerk, Luftschrauben, Kühler und Auspuff, Betriebsstoffanlage.
Ausrüstung und Apparate:
Funkentelegraphische Einrichtung, Elektrische Beleuchtungsanlage, Apparate für Verständigung und Befehlsübermittlung, Apparate für die Schiffsführung, Apparate zur Überwachung der Maschinenanlage.

Als Gesamturteil über das Buch möchte ich aussprechen: Es ist eine Darstellung, würdig der ruhmvollen Entwicklung des Luftschiffbaus Zeppelin. Engberding.

Die flüssigen Brennstoffe. Von Schmitz-Follmann (3. Aufl., Verlag J. Springer).

Das wenig umfangreiche Werk ist besonders geeignet, dem Ingenieur eine schnelle Orientierung auf dem Gebiet der flüssigen Brennstoffe zu ermöglichen.

Die Anordnung und Bearbeitung des Stoffes ist in klarer und übersichtlicher Form geschehen. Im Anschluß an die Besprechung der Rohprodukte für Treiböle (wie Erdöl, Steinkohlen-, Braunkohlenteere sowie Schiefer-, Torf-, Holz- und Tieftemperaturteere) in bezug auf ihre Eigenschaften und die Art ihrer Gewinnung folgt die Charakteristik ihrer bedeutendsten Verarbeitungsprodukte. Die Technologie des Spiritus und die Bedeutung der Ölfeuerung wird kurz berührt. Besonderer Wert wird darauf gelegt, viel gutes Analysenmaterial hinsichtlich der chemischen Zusammensetzung und physikalischen Beschaffenheit der einzelnen flüssigen Brennstoffe in Form von Tabellen zusammenzustellen. Eine kurze Besprechung der wichtigsten chemischen und physikalischen Untersuchungsmethoden der flüssigen Brennstoffe trägt dazu bei, dem Buch den Charakter eines kleinen Nachschlagwerkes zu geben.

Dr. R.

Der Monoplan (Der Etrich-Rumpler-Eindecker). Ein zerlegbares Modell zum Zwecke der Selbstbelehrung und für den Unterricht an gewerblichen Fachschulen mit beschreibendem Text von Ing. J. Clairmont, Charlottenburg. Verlag: Pestalozzi Verlags-Anstalt, Wiesbaden.

Dem Verlag lag es sicher nahe, durch das zerlegbare Modell des »Monoplan« den heranwachsenden Jüngern der Luftfahrt zu nutzen. Diese Absicht ist in jeder Weise dankenswert, jedoch entspricht die Ausführung nicht diesem Willen. Den geschichtlichen Ausführungen über das gewählte Flugzeugmuster kann nicht zugestimmt werden. Der Verfasser hat ferner geringe Kenntnis von der guten deutschen technischen Fachsprache, die im Flugzeugbau Verbreitung gefunden hat. Es ist sehr bedauerlich, daß der fliegerische Nachwuchs noch die schönen Worte z. B. »Monoplan« und »Aeroplan« hören muß, während die leichtverständlichen Worte »Eindecker« und »Flugzeug« zur Verfügung stehen. Auch wo deutsche Fachausdrücke benutzt sind, ist eine unrichtige Auswahl getroffen worden.

Mir liegt der Wunsch nahe, daß der Verlag an Stelle dieses Modells recht bald ein anderes, neuzeitliches, in dem der Flugzeugjünger nicht weit überholte Bauweisen kennenlernt, zum Verkauf stellt und dabei in der Beschreibung auch den heutigen Stand der Technik erreicht. Hoff.

Flugzeugbaukunde. Eine Einführung in die Flugtechnik. Von Dr.-Ing. H. G. Bader. Verlag Julius Springer, Berlin 1924. 121 S., 94 Abb.

Dr.-Ing. H. G. Bader hat seinem früheren Werk »Grundlagen der Flugtechnik«, Verlag J. G. Teubner, Leipzig, ein neues Buch hinzugefügt, welches die deutsche technische Luftfahrt-Literatur sehr bereichert.

Der Verfasser zeichnet sich durch eigene Wege in der Behandlung des Stoffes aus, so daß nicht nur der Studierende sondern auch jeder Fachmann von seinen Ausführungen Vorteil hat und Aufschlüsse über interessante Betrachtungen erhält. Ausgehend von einem Abschnitt über Luftverkehr, in welchem die Anforderungen an ein Flugzeug zusammengefaßt sind, geht er auf die Luftkräfte über. In klarer Darstellung bringt er die neuesten Anschauungen. Die Abschnitte »Flugwerk« und »Triebwerk« bringen die Grundlagen für die Bauausführung des Flugzeuges. Der Unterabschnitt über die Luftschraube erregt besondere Aufmerksamkeit, da der Verfasser insbesondere dort eine eigene Theorie niedergelegt hat.

Im letzten Abschnitt »Flugzeug« finden sich die Bemerkungen über Flugleistungen und Flugeigenschaften. Sehr angenehm sind die ausführlichen Beschreibungen unter jeder Abbildung, die das Lesen des Buches erleichtern.

Das Buch verdient allgemeine Beachtung und kann bestens empfohlen werden. Hoff.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [10] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Albatros L 66-Kleinsportflugzeug, das in Prag ausgestellt war, Eindecker, kann als Ein- oder Zweisitzer, nach Einbau einer Doppelsteuerung auch für Schulzwecke verwendet werden. Beide Sitze hinter dem Motor nebeneinander. Rumpf aus Stahlrohr geschweißt mit Stahldrahtauskreuzung und Leinenbespannung. Betriebstoffbehälter mit dem Spannturm fest verbunden in den Flügeln. Sporn zugleich mit Seitenruder gesteuert. Flügelseiten am Spannturm verbunden, etwa in halber Spannweite zum Rumpfoberholm verstrebt. Holme und Rippen Holz, Leinenbespannung.

Fahrgestell: Achse fest im Rumpf, in sich gefederte Räder seitlich aufgesetzt; daher sehr geringe Bodenhöhe, die durch Lagern der Schraubenachse in Rumpfoberkantenhöhe an herausragendem Motor ermöglicht wird.

Breite }		1,2 m
Länge }	zusammengeklappt rd.	5,5 m
Höhe }		2,2 m
Fläche		13,5 m²
Leistung		30—40 PS
Leergewicht		220 kg
Zuladung (2 Mann und 33 l Benzin)		175 kg
Fluggewicht		395 kg
Flächenbelastung		29,3 kg/m²
Leistungsbelastung rd.		12 kg/PS
Flächenleistung rd.	*d*	2,5 PS/m²
Geschwindigkeit rd.		100 km/h
steigt auf 1 km in rd.		15 min
Flugdauer bei Volleistung		3 h

— Albatros-Kleinsport- und Schulflugzeug, Typ L. 66; Luftfahrt 28, Nr. 7 vom 5. Juli 1924, S. 125 bis 126 (2 Sp., 3 Zeichn. und 1 Lichtb. des Flugzeuges, 1 Zahltaf.). *E.* 41001.

Flugzeuge. Der Flugzeugbau wird von 4 Dingen beherrscht: Luft, Mensch, Baustoff und Energie; Leistungsbilanz ausgeführter Flugzeuge zeigt, wie diese 4 gegeneinander abzugleichen sind. Gewicht: Anteil der reinen Nutzlast 20 vH, ohne Start und Landung 50 vH gegenüber 9 vH beim D-Zug. Statik: Massen um den

Digitized by Google

Schwerpunkt zusammengefaßt, Luftkraft auf große Flächen verteilt. Verspannter Eindecker verdrängt Doppeldecker; aber Bauhöhe beschränkt, daher große Holmgurtkräfte. »Führende« Luftkräfte, selbsttätig an den Flossen, willkürlich an den Rudern; sind groß: Querruder gestatten 8fache Erdbeschleunigung, 30fache Wendegeschwindigkeit wie ein Zug, da Schwerkraftstabilisierung zurücktritt.

Mensch begrenzt technische Entwicklung: Bei Kurvenflug mit 3,5facher Erdbeschleunigung sinkt Blutdruck im Gehirn von 0,16 auf 0,03 at; Bewußtseinstörungen. Zum Anpassen neuer Entwürfe an den Menschen dient Erproben an Attrappen.

Aufbau wie bei Schiffen; zum Zusammenbau in Reihen bei Junkers-Werken Vorrichtungen; Austauschbarkeit erfordert kleine Abmaße nur an den Verbindungsstellen. Flugmotor wiegt $^1/_{60}$ einer gleichstarken Lokomotive, daher große Beanspruchungen. Zukunftspläne von Junkers: Riesenflugzeuge in großen Höhen mit wachsender Geschwindigkeit durch Grundsatz des »fliegenden Flügels«, Höhenmotoren; Reinmetallbau. — Betrachtung über den Flugzeugbau; Auszug aus Vortrag von *Mader* auf der Hauptversammlung des VDI, Hannover; ZVDI **68**, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 538 (1½ Sp.). *E.* 41002.

Flugzeuge. Wasser-Land-Flugboot Schreck F. B. A.-17-H. T. M. 2 hat unter Laporte verschiedene Prüfungen hinter sich und dabei 164 km/h erreicht. Sporn und Fahrgestell abnehmbar, dieses aus 2 an den Bootseiten angelenkten Rahmen, die durch Muttern in den Bootswänden mittels Kardanwellen vom Rumpfinnern festgezogen, durch Handrad mit Seilzug und Sperrvorrichtung in 10 s an die Flügel hochgeholt, in 1 s herabgelassen werden können und Räder mit großen weich aufgepumpten Reifen tragen, im übrigen ungefedert sind.

Spannweite	12,85	m
Länge	8,94	m
Höhe	3,20	m
Flügelfläche	36,5	m²
Leitwerk	5,3	m²
Motor Hispano-Suiza	180	PS
Leergewicht	0,980	t
Fluggewicht	1,25	t
Flächenbelastung	34,5	kg/m²
Leistungsbelastung	7,0	kg/PS
Flächenleistung	4,9	PS/m².

— L' Aéronautique **6**, Nr. 59, April 1924, S. 72 bis 73 (3 Sp., 3 Lichtb., 1 Zeichn. des Flugbootes, 1 Zeichn. der Fahrgestellbetätigung). *E.* 41003.

Flugzeuge. Stout-»Pullman«, erstes amerikanisches Ganzmetall-Flugzeug, nur für Verkehr gebaut, mit Duralumin-Wellblech bekleidet. Kabine für 6 Reisende, halbrunde Fenster, Toilette und Waschraum, dahinter Lebensmittelraum. Führerraum schließbar, mit Heizung und Lüftung, 2sitzig mit Doppelsteuerung. Sicht nach vorn und nach den Seiten. Flügelmittelstück durch 6 Bolzen am Rumpf befestigt, andere abnehmbar. Zwei Aluminium-Fallbehälter und Gepäckraum im Flügel.

Motor vorn im Rumpfe, sein Geräusch durch Wände zwischen Kabine und Führerraum und Spritzbrett zwischen diesem und Motor gedämpft. Durchlöcherte Auspuffrohre (Duralumin) reichen bis zum Schwanz. Elektrischer Bijur-Selbstanlasser und 12 V-Batterie. Ölleitung wird auf 1,2 m durch den Kühler geführt.

Fahrgestell ohne Achse, Stoßdämpfer außerhalb des Rumpfes. Landet sehr leicht. Schwimmer oder Räder.

Vorgänger: das kleinere Stout »Sedan«. Baumaterial: Duraluminium.

Spannweite	17,81	(17,78)	m
Länge über alles	13,97	(13,92)	m
Größte Flügeltiefe	3,69	(3,91)	m
Kleinste Flügeltiefe	2,41	(2,36)	m
Mittlere Flügeltiefe	3,23	(3,60)	m
Höhe	3,39		m
Tragfläche	59,10	(55,70)	m²
Flügeldicke (am Rumpf)	0,90		m
Radstand	2,48		m
Höhenleitwerkfläche	7,39	(6,97)	m²
Seitenleitwerkfläche	3,64	(3,44)	m²
Flügelspitzen-Bodenabstand	2,78		m
Fluggewicht	2,73	(2,75)	t
Leergewicht (mit Wasser)	1,65	(1,65)	t
Nutzlast	1,08	(1,08)	t
Nämlich: Benzin (550 l)	383	(383)	kg
Öl	44	(44)	kg
Führer	73	(72)	kg
Zahlende Last	581	(581)	kg
Motor: Liberty	400		PS
Flächenbelastung	48,1	(48)	kg/m²
Leistungsbelastung	6,81	(6,71)	kg/PS
Flächenleistung	6,8		PS/m²
Flugdauer bei Höchstgeschw.	4	(4)	h
Höchstgeschwindigkeit	187	(187)	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	85	(85)	km/h
Steiggeschwindigkeit	2,54	(2,50)	m/s
Steigzeit auf 1,5 km	12		min
Betriebsgipfelhöhe	3,05	(3,05)	km
Rechnungsgipfelhöhe	3,66	(3,66)	km.

— The Stout Air Pullmann; Aviation **16**, Nr. 20 vom 19. Mai 1924, S. 533 bis 534 (3 Sp., 3 Lichtb. der Flugzeuge und der Kabine, 1 Zahltaf.); auch *Stanley E. Knauss*, The Stout Air Pullman; U. S. Air Services **9**, Nr. 6 vom Juni 1924, S. 42 bis 43 (3 Sp., 3 Lichtb. des Flugzeuges bzw. der Kabine, Zahlenangaben); auch L'avion commercial métallique »Stout Air Pullman«; L'air **6**, Nr. 111 vom 15. Juni 1924, S. 23 (1½ Sp., dieselben 3 Lichtb., 1 Zahltaf., der die geklammerten Angaben entnommen sind). *E.* 41004.

Leichtbau. Baustoffe und Bauformen erfordern sorgfältigere Auswahl als im üblichen Maschinenbau; zu den sonstigen Bauaufgaben tritt Forderung der Leichtigkeit bestimmend hinzu. Für den Stoff ist bei Druck- und Zugbeanspruchung Reißlänge maßgebend, aber der verschiedenen Dehnbarkeit wegen nicht ausschlaggebend. Bei Biegung, Drehung und Knickung tritt Querschnittform bestimmend hinzu: so gestalten, daß Zahl der hochbeanspruchten Fasern klein ist. I- oder U- oder Kastenträger, Gitterträger; Hohlwelle; Hohlsäule oder Gitterstab. Folgerichtige Durchführung bis zu Hohlbolzen, Hohlschrauben usw.; wo Rechnung versagt, Versuche.

Günstigste Formgebung bei Holz nicht immer möglich. Doch läßt sich dies veredeln als Sperrholz. In diesem wie in Blech zellenartiger Aufbau mit tragender Außenhaut und geringen inneren Abstützungen. Entsprechend Gußteile: innen blasig, Außenflächen dicht.

Wegen Hinzutretens von Bearbeitbarkeit und Formbarkeit ist Leichtmetall schon bei Knickung und Biegung dem Holz überlegen, weil es z. B. Rohre geringerer Wandstärke gestattet. Hinzu kommen Schwinden, Verziehen, Werfen, Faulen und Übelstände beim Leimen des Holzes. An durchbohrten Stellen Querschnitte äußerlich verstärken, Kräfte dürfen aber nicht an der schwachen Außenhaut angreifen. Zulässige Beanspruchung: im Maschinenbau für schwellende bis wechselnde Last nach üblicher Regel 6- bis 12fache Sicherheit, im Holzflugzeugbau gegenüber Höchstbeanspruchung im Fluge knapp 2fache, obwohl Holzfestigkeit unzuverlässig. Metallfahrgestell mit 2facher Bruch-Sicherheit bei harten Landungen reicht erfahrungsgemäß.

Wenn man bei Metall Bruchfestigkeit zugrunde legt, kommt man Streckgrenze nahe; an Fahrgestellen daher häufig Formänderungen feststellbar; anderseits ist Metall gleichmäßigerer Baustoff. Das reizt zu ausschließlicher Verwendung im Flugzeugbau. Nachteile schwererer Bearbeitbarkeit und höheren Preises trotz Abfall und Verschnitts wird bei Massenherstellung fast verschwinden. Höhere Lebensdauer kann sich dagegen nur beim Fehlen gewaltsamer Zerstörungen auswirken. Militärische Forderungen (Massenerzeugung in kurzer Zeit, häufige gewaltsame Zerstörungen, rasches Einrichten von Fabriken) könnten zugunsten des Holzbaues sprechen. Frage: Soll man Bruch-, Streck-, Elastizitäts- oder gar Proportionalitätsgrenze zugrunde legen?

Zähigkeit ist im Leichtbau, abgesehen von der Kaltformbarkeit, ein »Sicherheitsventil« gegen Überbeanspruchung, kann aber auch zu Verzerrungen einzelner Stellen führen, die sich z. B. durch Bestreichen mit sprödem Lack sichtbar machen lassen, falls alle Bauglieder einzusehen sind. Erschütterungen sind zu vermeiden, Bruchglieder einzubauen. Bezüglich Arbeitsaufnahme durch federnde Formänderung sind Leichtmetalle dem Holz überlegen. Formänderung auch wichtig, wo Krümmungen beweglicher Teile und Zusatzbeanspruchungen zu vermeiden sind; zusammenwirkende Teile nahe zusammenlegen, z. B. Motor und Getriebe in Block vereinigen oder Bewegungen mit Riemen, Ketten, Zahnrädern, Gelenkwellen usw. übertragen; dabei sind Erschütterungen zu vermeiden, die vor allem zu unangenehmen Querschwingungen einzelner Stäbe in Gitterbauten führen können, wenn diese statt Druck

Digitized by Google

oder Zug auch zusätzliche Biegung übertragen. Arbeiten werden mit kleinen Kräften und großen Wegen fortgeleitet.

Erfolge des Leichtbaus: im Luftfahrzeugbau, Nachteile: teurere Baustoffe und umständlichere Erzeugung, teilweise ausgeglichen, falls man den Preis nicht auf die Gewichtseinheit, sondern auf den erforderlichen Querschnitt und die Wichte, genauer auf die Einheit der zulässigen Beanspruchung bezieht und beachtet, daß überflüssiger Baustoff gespart wird, Arbeitsaufwand kann bei Massenherstellung durch Einteilung und Unterteilung ausgeglichen werden, falls Entwurf möglichst viel gleiche Teile vorsieht. Beispiel: Luftschiffgerüste.

Anwendungsgebiete: vor allem wo etwaige Verteuerung anderweite Ersparnisse bedingt, also bei allen Beförderungsmitteln, wo das Gewicht laufende Unkosten erhöht. Beispiel: »Es gibt nichts technisch Rückständigeres ... als einen neuzeitlichen Straßenbahnwagen ... der mit Getöse auf vorbereitetem (!) Weg durch die Straßen rumpelt, sich kreischend durch die Kurven zwängt, und das armselige Gewicht ... bei einem Eigengewicht von 8 bis 12 t bergauf, bergab, ans Ziel befördert ... Der Führer wie ein Schwerarbeiter, um seinen Wagen über die Schienen zu steuern ... er bearbeitet eine Glocke, die allein einige Kilogramm wiegt, mit einem Pfundgewicht als Klöppel, und er bremst unter Einsatz seines ganzen Körpers ... Schon im Hinblick auf die Stromersparnis würden sich Mehrkosten lohnen.«

Auch zum Verringern der Frachtkosten (Erleichtern des Aufbaus bei häufigem Bewegen, z. B. Gerüste und Verschalungen für Bauarbeiten, auch Feuerwehrleitern), für Reitstöcke und Planscheiben an Drehbänken, Supporte, Spannköpfe, Bedienungseinrichtungen vieler Maschinen, endlich für alle Werkzeuge bis zum einfachen Spaten, der halb so schwer sein könnte, ist Leichtbau am Platze, vor allem für beschleunigte Maschinenteile. — *A. Baumann*, Leichtbau; ZVDI 68, Nr. 22, vom 31. Mai 1924, S. 551 bis 555 (8½ Sp.). *E.* 41005.

Leichtbau. Leichtbau hat »bei ruhenden Bauteilen wenig Sinn« (vgl. jedoch den I-Träger, der nur bei Herstellung und Zusammenbau bewegt wird! D. Ber.), ist bei Fahrzeugen vorteilhaft, in der Luftfahrt lebenswichtig. Ist jedes Stoffteilchen mit der äußersten Spannung ausgenutzt, so gibt Gewichtsfestigkeit (Reißlänge) den Ausschlag. Mittel zum Leichtbau: 1. Vermeiden überflüssigen Materials, soweit wirtschaftlich; 2. leichte Stoffe hoher Festigkeit, wobei je nach Beanspruchung verschiedene Verhältnisse maßgebend sind:

bei Zug, Druck und Biegungsträgern gegebener Querschnitthöhe: Wichte durch zulässige Spannung;

bei Biegungsträgern gegebener Querschnittsbreite und eingeklemmten oder freien Platten: Wichte durch Wurzel aus Spannung;

bei Biegungsträgern gegebenen Querschnittes und für Verdrehfestigkeit: Wichte durch (Spannung)$^{3}/_{4}$;

bei Durchbiegung oder Knickung: Wichte durch Wurzel aus Elastizitätszahl.

Durchbiegungen von Balken mit ähnlichen Querschnitten verhalten sich umgekehrt wie Elastizitätszahl mal (Spannung)$^{4}/_{5}$.

— *P. Meyer*, Die Frage des Baustoffes im Leichtbau; ZVDI 68, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 555 bis 556 (3 Schaub. der Verhältnisse von Wichte zu Spannung bzw. zu Wurzel aus Spannung oder aus Elastizitätszahl bzw. zu (Spannung)$^{1}/_{2}$ für verschiedene Baustoffe, immer abhängig von der zulässigen Spannung). *E.* 41006.

Luftschiffe. Das amerikanische Luftschiff, Werft-Nr. LZ126, amerikanische Dienstnummer ZR 3, des Luftschiffbau-Zeppelin Friedrichshafen von 1923/24 übertrifft an Gasinhalt alle bisher gebauten Luftschiffe.

Ringe als 22-Eck, durch kielförmiges Hinausziehen des untersten Seitenpaares eines regelmäßigen 24-Ecks. Im unteren Teil fachwerkartig durch Längsträger verbunden. Für Träger genietete Duralumin-Profilstäbe und -Streben. Querschnitt meist 3-Eck, dessen Spitze bei Ringen nach innen, bei Längsträgern nach außen weist. Drahtverspannung in den Hauptringen, zwischen denen Hilfsringe und in 14 Abteilungen Gaszellen aus Stoffhaut, Baumwollgewebe mit Darmhaut bekleidet, sitzen. Sicherheits- und Manövrierventile münden in Zwischenräumen zwischen den Stirnflächen je zweier Zellen, die hutzenartige Entlüftöffnungen tragen. Außenhülle Baumwollstoff, in Längsbahnen am Gerippe festgeschnürt, mit Zellon und und Aluminiumpulver bestrichen. Leitwerkflossen nahezu freitragend, begehbar. Lasten längs des Laufganges verteilt; außer Führer- und Fahrgastgondel, die der Ausblickmöglichkeit wegen aus Schiffskörper herausragt, ist nur Maschinenanlage außerhalb angeordnet. 5 unabhängige Einheiten aus einem 400 PS-Maybach-Motor mit 2 × 6 wassergekühlten Zylindern in V-Form und unmittelbar angegliederter zweiflügeliger Holzluftschraube in freier, über Leiter und durch Luke mit Schiebeverschluß zugänglicher Maschinengondel. Motoren mit rollengelagerten Kurbelwellen und Schubstangen, Umsteuerung und Anlassen durch Druckluft. Bedienungsorgane verriegeln sich gegenseitig. In jeder Motorengondel Lamellenkühler mit regelbarer Düse; luftgekühltes Auspuffrohr mit Düsenansaugung.

Führergondel enthält vorn Kurssteuerung mit Kreisel-, $^{1}/_{10}$°-Tochter- und Magnetkompaß. An Backbord Höhensteuerstand mit Gas- und Ballastschalttafel sinnfällig unterhalb eines Schiffsbildes; Anzeigegeräte für Fahrthöhe, Höhenänderung, Schräglage, Gas- und Lufttemperatur sowie optische und akustische Prallanzeiger, Befehlübertragung, Bordfernsprecher und Kartentisch an Steuerbord. Hilfsruderstände in der unteren Führungsfläche. FT-Kabine: Telefunken-Zwischenkreis-Röhrensender für 500 bis 3000 m Wellenlänge und 2500 bzw. 500 km Reichweite. Empfänger für 300 bis 2000 m. 3strahlige Fächerantenne, Drähte je 120 m lang, Telefunkenbordpeiler mit drehbarer Rahmenantenne; Richtungsfinder, dessen Drahtschlaufen kreuzweis über den Schiffskörper gelegt sind. Gleichstrom- und Einphasen-Wechselstrom-Generator, 1,2 bzw. 1,5 kW, vom Fahrtwind getrieben, 12zellige Sammler-Batterie. Beleuchtungsanlagen mit 64 Lichtquellen. Schalter usw. gas- und wasserdicht gekapselt. 1000kerziger Scheinwerfer, besonderer Stromerzeuger für Küche und Kreiselkompaß von Fahrwindmotoren getrieben, die bei rascher Fahrt und bei Nichtbedarf eingeschwenkt werden.

2 Landetaue am Ankerring im Bug, 1 im Heck; ebenda je 1 Halteleinenbund; hintere Maschinengondel und Führergondel mit Stoßfängern in muschelartiger Rohrbauart und Haltestangen; für Mastlandungen Fesselgeschirr und Verholwinde am Bug. Aufenthalt der wachfreien Besatzung im Laufgang, dort Schlaf- und Waschräume. Fahrgäste sämtlich in Gondel. Vorn 5 Aufenthaltsräume mit Sitz- und Schlafeinrichtung wie beim Pullmannwagen für 20, bei kürzerer Fahrt bis 30 Fahrgäste; große Ausblickfenster. Hinter den Aufenthaltsräumen an Backbord Waschräume und Aborte, an Steuerbord Speisenausgabe, Küche und Stauraum.

Nenngasinhalt	70000	m³
Größte Länge ohne Mastfesselgeschirr	200	m
Größter Durchmesser	27,64	m
Größte Breite	27,64	m
Größte Höhe einschl. Gondelpuffer	61	m
Gesamtnutzlast	46	t
Gesamtleistung	5 × 400	PS
Drehzahl	1400	Umdr./min
Höchstgeschwindigkeit	127	km/h
Marschgeschwindigkeit bei $^{2}/_{3}$ Leistung	113	km/h
Fahrtdauer mit 5 t zahlender Ladung	110	h
Benzinvorrat (Behälterzahl)	70 bzw. 100	
Fahrtbereich bei Windstille	12500	km
Ölvorrat	5 × 450	l
Landeballasthosen	12 × 250	l
Fahrtballastsäcke je	1000	l.

— *L. Dürr*, 25 Jahre Zeppelin-Luftschiffbau; I. Das amerikanische Luftschiff LZ 126; ZVDI 68, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 529 bis 537 (17 Sp., 4 Skizz., 16 Lichtb. einzelner Teile, außerdem Tafel 1 mit 10 Schnittzeichnungen der Gesamtanordnung). *E.* 41007.

Luftschrauben. Die Reed-Metallschraube wurde zuerst 1918 erprobt; sie entstand aus akustischen Versuchen von Reed, der dünne, statisch leicht verformbare Metallflügel fliehkraftbeständig ausführte und bei seinen ersten Versuchen Modelle von 0,6 m Durchm. mit mehr als 1400 Umdr./min betrieb. Die Überschallgeschwindigkeit der äußeren Flügelteile erforderte scharfe Kanten.

Amerikanische Dauerprüfungen ergaben 50 vH Überlastbarkeit. Standversuche am Curtiss-Flugzeug mit 2300 Umdr./min bei 639 PS zeigten Überlegenheit über Holzschrauben. In Frankreich will Levasseur Reed-Schrauben bauen. — Les Hélices Métalliques Reed en France; L'Aéronautique 6, Nr. 59, April 1924; L'Aérotechnique 2, Nr. 16, S. 45 und 47 (3 Sp., 2 Lichtb. von Schrauben für 180 PS aus gepreßtem Duralumin). *E.* 41008.

Material. Duralumin, vgl. 40902, beruht auf D. R. P. 244554: »Verfahren zum Veredeln von magnesiumhaltigen Aluminiumlegierungen, dadurch gekennzeichnet, daß die Legierungen nach der letzten im Laufe der Verarbeitung vorgenommenen Erhitzung Temperaturen von über 420° C ausgesetzt und nach etwaigen leichteren Formgebungen einige Zeitlang selbsttätiger Veredlung über

Digitized by Google

lassen werden.« Nach dem Erhitzen kann man die Legierungen abschrecken oder langsam erkalten lassen. Außer 0,5 vH Magnesium enthält Duralumin 3,5 bis 4,5 vH Kupfer und 0,25 bis 1 vH Mangan. Diese Zusätze erhöhen die Festigkeit. Mangan macht beständig gegen Wetter und Seewasser, wirkt aber zu stark härtend.

Ermüdungsfestigkeit »erheblich besser« als bei Flußeisen, verdichteter Phosphorbronze und Tombak.

Verwendungsgebiete: Neben dem heute beschränkten Luftfahrzeugbau Verbrennungsmotoren, vor allem Pleuelstangen. Vorteile der Duraluminschubstangen:

1. 30 bis 35 vH leichter bei gleicher Sicherheit,
2. Motordrehzahl 30 vH höher,
3. dadurch 10 vH Mehrleistung bei gleicher Vergaserstellung ohne Mehrverbrauch,
4. also größere Wagenhöchstgeschwindigkeit oder
5. größere Steigfähigkeit im Gebirge,
6. schnellste Wärmeableitung,
7. geringe Lagerdrücke, daher kleine Reibungsarbeit,
8. leichteres Anspringen und
9. hohe Elastizität des Motors,
10. ruhiger, erschütterungsfreier Lauf, daher
11. längere Lebensdauer von Motor und Wagen.

Auch Kraftwagenkästen und Fahrgestelle, Bootskörper, Zentrifugen, elektrische, optische und orthopädische Teile, Turngeräte, Kompressoren, Zündmaschinen, Rettungsapparate, Schmucksachen und Patronenhülsen, deren Herstellung aus Messingersatz 1909 zur Entdeckung des Duralumins führte, aber wegen Durchbrennens am Zündhütchensitz infolge des niedrigen Schmelzpunktes wenig Aussicht bietet.

— Vortrag von *R. Beck*, Duralumin, seine Eigenschaften und Verwendungsgebiete; Zeitschrift für Metallkunde **16**, Nr. 4, vom April 1924, S. 122 bis 127 (11½ Sp., 2 Schaub. der Brinellhärte abhängig von Glühtemperatur bzw. Lagerzeit, 1 Zahltaf. wie angegeben). *E.* 41009.

Material. Kerbwirkung, die an scheinbar glatt bearbeiteter Oberfläche oft zu Dauerbrüchen führt, läßt sich durch Ätzen herabsetzen, da hierdurch vor allem der scharfe Kerbengrund, weniger auch die Stoffanhäufung am Kerbenrand ausgerundet wird. Das wurde durch Beobachtung eines Diamantritzes auf hochglanzpoliertem Chromnickelstahl bei 10 min langem Ätzen in 5 vH Salpetersäure bestätigt. Für 12 Proben aus Siemens-Martin-Stahl, von denen je 3

a) nur gedreht,
b) gedreht und angeätzt,
c) poliert,
d) poliert und angeätzt

waren, nahm bei 90 min langem Ätzen abwechselnd in 2 vH Salz- und Salpetersäure auf einem Kruppschen Dauerschlagwerk die Schlagzahl folgendermaßen zu:

durch:	gegen:	um:
Polieren allein	gedrehte Stäbe	22 vH
Ätzen allein	gedrehte Stäbe	40 vH
Ätzen allein	polierte Stäbe	27 vH
Polieren und Ätzen	gedrehte Stäbe	55 vH

Stahl mit 0,16 vH Kohlenstoffgehalt und 1 mm tiefer Spitzkerbe wurde poliert und gar nicht oder verschieden lange in konzentrierter Salzsäure geätzt, Zunahme der Schlagzahl (Mittel aus 2 Proben):

nach 20 h 46 vH,
» 42 h 89 vH,
» 65 h 116 vH.

Allgemein sind wegen zufälliger Bearbeitungsriefen Dauerproben unzuverlässig, Abweichungen bis über 80 vH, im Mittel 13 vH (nach W. Müller). Bei den oben erwähnten Versuchen mit dem Siemens-Martin-Stahl war die Abweichung der Einzelwerte voneinander bzw. vom Mittelwert

für gedrehte Stäbe um 39 bzw 27 vH,
für polierte Stäbe um 28 bzw. 25 vH

verbessert.

Ätzen der Oberfläche von Bauteilen setzt also Kerbwirkung herab und erhöht Lebensdauer auch dann, wenn die Oberfläche nicht augenfällig verletzt ist. — *H. Kändler*, Neue Wege zur Herabsetzung der Kerbwirkung, Mitteilung aus der Abteilung Industrie der Siemens-Schuckert-Werke; Zeitschr. f. techn. Physik 5, Nr. 4, 1924, S. 150 bis 154 (9 Sp., 2 Skizz. von Kerben, 5 Zahlentafeln, außerdem 1 Tafel mit 5 Lichtbildergruppen verschiedener Ätzwirkung). *E.* 41010.

Motoren. Flugmotorenbau in Deutschland durch Flugzeugbeschränkungen gehemmt. Außer den neuen 400 PS-Maybach-Motoren für Lenkluftschiffe neue Motoren nur von 30 bis 120 PS. Im Ausland militärischer Einfluß unverkennbar; von englischen und amerikanischen Hochleistungsmotoren mit 900 und 1000 PS Bewährung im Dauerbetrieb noch nicht bekannt; auch beim Kleinflugmotor ist das Ausland dem Mutterlande des Segelfluges zuvorgekommen.

Anforderungen: strenger als beim Kraftwagen; unbedingte Betriebssicherheit auch beim mehrstündigen Vollastbetrieb; vollständiger Massenausgleich zum Vermeiden von Erschütterungen, sparsamer Verbrauch, geringes Gewicht ohne Einbuße an Betriebsicherheit. Aufgaben beim Entwurf: Wahrung der Festigkeitsverhältnisse und betriebsfähiges Temperaturgleichgewicht. Wärme da fortschaffen, wo sie entsteht, also Spülschmierung aller Gleitflächen.

Wasserkühlung: sicher und wirksam, für ganz große Motoren allein möglich. Nachteil: Kühler mit Pumpe und Leitungen sind schwer, empfindlich und neigen zu Betriebstörungen.

Luftkühlung auch bei großen Abmessungen möglich, führt zu vereinfachter Anlage, bedingt aber Bauarten mit voll belüfteten Zylindern; leichter und billiger, aber weniger wirksam, daher geringere Drehzahlen und Verdichtungen, also höherer Brennstoff- und Ölverbrauch, jedoch für kleine und mittlere Leistungen vorzuziehen.

In Deutschland 50, 70 und 110 PS-Siemens, 35, 60 und 120 PS-Stahlwerk Mark, der 35 PS mit 3 Zylindern, 105 mm Bohrung, 130 mm Hub, 1400 Umdr./min; in England 400 PS-Bristol-Jupiter-Neunzylinder-Stern und 360 PS-ABC-Dragon-Fly I A. Junkers verwendet mechanische Luftkühlung: Gebläse treibt kräftigen Luftstrom durch weiten, leichten Kühlmantel, das bedingt bei kleinen Motoren hohen Kühlleistungsanteil, auch wachsen Raumbedarf und Gewicht.

Umlaufmotor ist verschwunden, Standmotoren werden in Reihe, Stern und Vereinigung beider Formen gebaut: 12 Zylinder unter 60 oder 90° V, wie 400 PS-Maybach, 250, 360 und 650 PS-Rolls-Royce, 8 Zylinder-V bei Hispano-Suiza. Stern mit 3, 5, 7 und 9 Zylindern jetzt sehr verbreitet: Mark, Siemens und Bristol (s. oben), ferner der amerikanische Lawrance bis zu 200 PS bei 9 Zylindern. Zwei versetzte Sterne heute ungebräuchlich. Bei ganz großen Leistungen wassergekühlte Reihen-Sternmotoren: 1000 PS-Rumpler, Vorschlag 7 Sterne von je 4 Zylindern, in England Napier-Lion mit 3 Reihen von 4 Zylindern, davon einer überverdichtend für 425 bis 450 PS und 1000 PS-Napier-Cub mit 4 Reihen von je 4 Zylindern. Dabei muß Drehzahl gesteigert werden. Heute bei Wasserkühlung 1800 bis 2000 Umdr./min üblich. Schraube mit einfachem Zahnradgetriebe auf etwa 1000 bis 1200 untersetzt.

Zahlentafel zu 41009.

Legierung	Anlieferungszustand[1])	Streckgr. 20 vH bl. Dehnung kg/mm²	Bruchspannung[2]) kg/mm²	Dehnung[2]) $l = 11{,}3\sqrt{F}$ vH	Querschnittsverminderg.[2]) vH	Durchschnitt vH	Kerbschlagfestigkeit kg/cm	Brinellhärte	Elastizitätsmaß t/mm²
681 B ½ . .	veredelt	24—27	38—41	18—21	18—30	26	140—158	115	6,5—7,2
	Härte ½	30—32	40—44	14—16	12—28	22	115—145	122	6,5—7,2
681 B. . . .	veredelt	26—28	38—42	18—20	15—30	24	132—149	118	6,5—2,7
	Härte ½	32—34	43—46	12—15	11—27	19	105—116	125	7,1—7,4
. Z.	veredelt	27—29	41—44	17—19	14—28	22	100—115	120	7,1—7,4
	Härte ½	33—35	44—47	10—14	10—26	18	88—100	128	7,1—7,4

[1]) »Härte ½« = Verfestigung durch geringes Kaltverdichten nach dem Veredeln.
[2]) Höhere Werte für dünnwandige Proben.

Digitized by Google

Bei Luftkühlung unmittelbarer Schraubenantrieb und 1500, in England bis 1600 Umdr./min.

Bauteile: Wassergekühlte Zylinder, meist geschweißter Stahl, 2 bis 4 in gemeinsamen Kühlmänteln oder Aluminiumblock mit Stahllaufbüchse, beide leichter als Gußeisen, das bei schwachen luftgekühlten Motoren für kleine Zylinder noch ausreicht und billiger ist. Mark-Motoren haben verbesserte Kühlwirkung und Gewichtersparnis durch niedrige, weitstehende Rippen. Siemens verwendet Aluminiumzylinder mit Stahllauffläche, die auch die Ventilsitze enthält; eine englische Bauart setzt diese als Stahlringe ein. Napier-Lion hat Aluminiumblock-Zylinderkopf mit vier eingeschraubten Stahlzylindern und Schweißblech-Kühlmäntel; Aluminiumlaufflächen wären wegen Wärmeleitfähigkeit vorteilhaft, bedingen aber Sonderlegierung und mechanische Verdichtungshärtung. Stahlzylinder aus dem Vollen sind teuer, aber bewährt: Bristol.

Kolben: 90 vH Aluminium mit Zinn und 10 vH Nickel, Kokillenguß mit Stahl- oder Sandkernen, eingegossene Stahlbüchsen für den Bolzen oder eingepreßte Bronzebüchsen, in denen der Bolzen läuft. Ölabstreifring; statt 3 gußeiserner Kolbenringe 4 bis 6 schmale (1,5 mm axial) aus Federstahl mit entgegengesetzt geschrägten Stößen. Kolbenspiel größer als bei Eisenkolben, wegen der Temperaturunterschiede am Boden 1/120 Durchm., am Rand halb so groß.

Rollen- und Kugellager vorteilhaft für Reibung, Ölverbrauch und Baulänge. Nachteilig wegen Gewicht und Innendurchmesser. Bei Sternmotoren wegen geteilter Kurbelwelle Kugellager durchweg verwendbar. Zweiteilige Lager noch nicht versucht.

Schmierung durch Druckpumpe noch unvollkommen, da Schmierstellen parallel geschaltet. Statt die Ölverteilung durch Drosselscheiben zu regeln, sollte man zwangläufige Schmierung anstreben. Ölfilter bei Mark unmittelbar vor Schmierstellen.

Ventile durchweg hängend im Zylinderkopf, das gibt kleinste Oberfläche. Antrieb durch obenliegende Nockenwelle mit oder ohne Schwinghebel, für Sternmotoren mit Stoßstangen und Kipphebeln. Strömgeschwindigkeit höchstens 50 m/s, daher Ventile meist verdoppelt.

Verdichtungsverhältnisse bei Wasserkühlung bis 5,2, bei Luftkühlung 4,8 bis 5,0. Überverdichtung meist nur bei amerikanischen Motoren, Vorverdichter fast verschwunden. Einheitsgewicht betriebsfertig einschließlich Nabe für 250 bis 400 PS bei Luftkühlung bis 0,75 kg/PS, für 30 PS: 2 kg/PS, bei Wasserkühlung für 450 PS (England): 0,85 kg/PS, für Schnelläufer ohne Getriebe bei 375 PS (Amerika) 1800 bis 2000 Umdr./min: 0,75 kg/PS. Für große Leistungen Einheitsgewicht zurzeit höher.

Brennstoffverbrauch wassergekühlt 0,20, luftgekühlt 0,22 bis 0,24 kg/PSh.

Abmessungen: Amerikanische Wright D 1 größte Zylinder; 178 mm Bohrung, 203 mm Hub; Sunbeam-Sikh 120 mm Bohrung, größter Hub 213 mm; beide wassergekühlt; größter luftgekühlter Zylinder Bristol-Jupiter mit 146 mm Bohrung, 190 mm Hub. Hubverhältnis: wassergekühlt 1,1 bis 1,8, luftgekühlt 1,1 bis 1,3. Klein-Flugmotoren 20 PS-Bristol-»Cherub« 2500 Umdr./min, zwei gegenüberliegende Zylinder, 85 mm Bohrung, 94 mm Hub, unmittelbarer Luftschraubenantrieb; ferner 12 PS-Springfield, 16,5 PS-Clerget-Renauld, 16 PS-Salmson, 10 PS-Anzani und 10 PS-Gnôme; Einheitsgewicht 1,8 bis 4 kg/PS, sollte durch Leichtmetalle (Duralumin) auf 1,5 kg/PS gesenkt werden. Schwer sind vor allem Nebeneinrichtungen, besonders Magnete und Vergaser.

Zweitakt mit Kurbelkammerladung ist wegen einfacher Bauart, Fortfall der Ventile und Beimischung des Schmieröls zum Brennstoff trotz höheren Verbrauchs bei zwangläufig gesteuerten Kurbelkammerventilen und bestem Massenausgleich mit wenigstens 3 Zylindern für Kleinflugmotoren vorteilhaft. — *H. Baer*, Die Entwicklung des Flugmotors seit dem Kriege, Vortrag auf der Hauptversammlung Hannover 1924; ZVDI **68**, Nr. 22 vom 31. Mai 1924, S. 539 bis 544 (12 Sp., 8 Lichtb. von Sternmotoren bzw. Ansichten und Einzelteile des Cherub, 1 Schnittzeichn. des 3 Zylinder-Mark, 1 Schaub. der Einheitsgewichte für Flugmotoren, in diesem deutsche Zahlen meist aus dem Kriege!). *E.* 41011.

Strömung. Bei Luftförderung durch Rohrleitungen ist der Druckabfall bezogen auf den in reiner Luft nicht verhältig, aber recht genau geradlinig abhängig vom »Mischungsverhältnis« des geförderten Gutes zur fördernden Luft. Druck wird gemessen durch Ringnut in der Stirnfläche eines Rohreinsatzstückes, die gegen ein zweites Rohrstück auf der äußeren Auflagefläche durch Bleiring abgedichtet ist, so daß innen ein schmaler Schlitz (0,2 mm) zum Aufnehmen des Rohrstückes ohne Verschmutzungsgefahr bleibt. Die Bewegung eines Einzelkornes läßt sich durch Beeinflussen des Stromes in Induktionsspulen mittels eines weicheisernen »Meßkornes« verfolgen, der gesamte Materialstrom durch kurz aufeinanderfolgende Funkaufnahmen in einer eingebauten Glasrohrstrecke. Schwebegeschwindigkeit bei senkrechter Förderung wurde in zylindrischem Steigrohr aus der Luftgeschwindigkeit ermittelt, bei der an einem Haar aufgehängte Kugel zu tanzen anfing; für kleinkörnige und beliebig geformte Stoffe in kegelförmigem Glasrohr aus der mitunter periodisch wechselnden Einstellhöhe des Kornes bei festeingestellter Luftmenge; ausgewertet nach Stokes Formel mit Prandtls Beizahl (hier lediglich nach älterer Quelle, ZFM 1914, S. 140, eine Widerstandszahl entsprechend $c = 0{,}46$, verwendet, nicht aber die Abhängigkeit von der Reynoldsschen Zahl, vgl. Luru 40727. D. Ber.). Auch in wagrechten Leitungen ist Relativgeschwindigkeit von Korn zur Luft der Wurzel aus dem Korndurchmesser (d. h. der Wurzel aus der Flächenbelastung. D. Ber.) verhältig, jedoch mit der Luftgeschwindigkeit steigend. Das Verhältnis von relativer Kugelgeschwindigkeit und Schwebegeschwindigkeit hängt geradlinig von der Luftgeschwindigkeit ab.

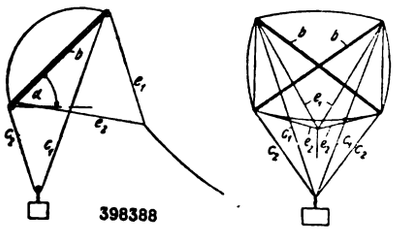
Das Material verteilt sich um so gleichmäßiger über den Rohrquerschnitt, je weiter man von der oberen Grenze der Materialbelastung und der unteren Grenze der Fördergeschwindigkeit (etwa 12 m/s) entfernt bleibt. (Teilchenbahn und Mechanismus der Förderung im turbulenten Luftstrom sind nicht behandelt. Für die Luftfahrt sind die Untersuchungen bemerkenswert wegen der Meßverfahren, der Bestätigung aerodynamischer Versuche und der Übertragbarkeit auf Brennstoff-Luftgemische in Ansaugleitungen. D. Ber.) — *Gasterstädt*, Auszug aus: Die experimentelle Untersuchung des pneumatischen Fördervorganges; ZVDI **68**, Nr. 24 vom vom 14. Juni 1924, S. 617 bis 624 (14½ Sp., 6 Skizz. der Meßanordn. und ihrer Teile, 1 magnetisches Zeit-Weg-Diagramm, 13 Schaub. der Versuchsergebnisse, 4 Lichtb. der Materialverteilung und -Fortbewegung); ausführlicher Bericht: Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieur-Wesens, Heft 265, Berlin 1924, VDI-Verlag. *E.* 41012.

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

398 150/77h, 5. Flugzeug. J. Köhler, Stettin. B 14. 10. 22. V 11. 7. 24. Betr. eine Steuerseilführung für Schwanzruderflächen, die um schräg zum Flugzeugkörper angeordnete Achsen schwingbar sind.

398 388/77h, 14. Drachen mit Einstellvorrichtung. Sablatnig Flugzeugbau-G. m. b. H. und Dr.-Ing. H. Seehase, Berlin. B 14. 3. 23. V 14. 7. 24. Als Erfindungszweck ist angegeben, einen Drachen zu schaffen, welcher möglichst leicht ist und einen Abstieg ermöglicht, der der Sicherheit eines Abstieges mit Fallschirm gleichkommt. Unter Schutz steht eine mit Hilfe von Spreizen *b* fallschirmartig gestaltete Tragfläche, die durch die Bemessung und Längenänderung der Lastaufhängeseile c_1, c_2 und Fesselseile e_1, e_2 als Drachen benutzt werden kann. Bei einer Änderung des Anstellwinkels tritt durch die Verbindung des über eine Rolle laufenden Aufhängeseils mit dem gleichfalls über eine Rolle laufenden Fesselseil selbsttätig die richtige gegenseitige Lage von Lastaufhängepunkt und Fesselpunkt ein. Die Spreizen können zusammengeklappt und abgeworfen werden.



398 962/77h, 6. Luftschraube. E. Pistolesi, Tivoli (It.). B 16. 8. 23. V 24. 7. 24. Die Flügelwurzel, die in einer Metallhülse sitzt, ist mit treppenartigen Stufen versehen, welche in entsprechende Ausnehmungen einer mehrteiligen Muffe keilförmig eingreifen.

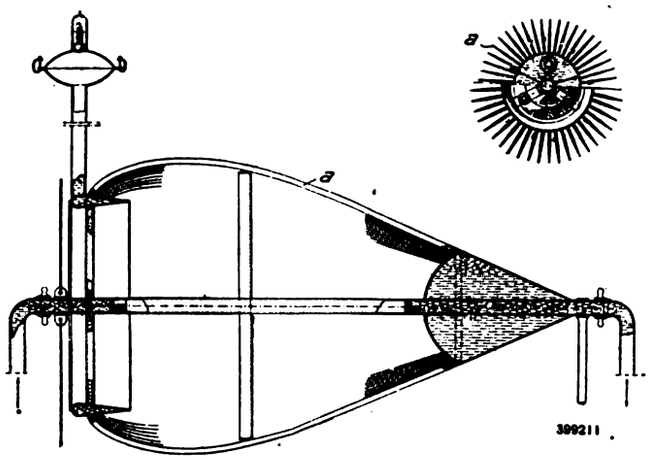
398 969/77h, 4. Verfahren zur Herstellung von Ballonstoffen. Ketschendorfer Kunstlederfabrik A.-G., Berlin. B 22. 8. 17. V 16. 7. 24. Die Aufnahmefähigkeit der Fasern des Grundgewebes für die Deckmasse wird durch Vorimprägnieren mit

Digitized by Google

elastisch bleibenden Mitteln, z. B. Öl, eingeschränkt.

399119/77h, 2. Luftschraubenantrieb für Luftfahrzeuge, insbesondere Luftschiffe. Lustuv-G. m. b. H., Berlin (Erf.: G. Letsch, Johannistal). B 11. 4. 22. V 19. 7. 24. Die bekannte Anordnung der Luftschraube an einem Freiträger, wobei sie sowohl als Hub- wie als Vortriebsschraube eingestellt werden kann, ist insofern weiter ausgebildet worden, als auch der Schraubenantriebsmotor um die Längsachse des Trägers schwenkbar gelagert ist.

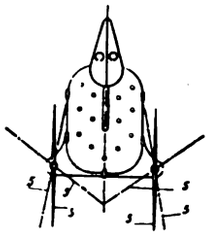
399211/77h, 15. Kühler für Luftfahrzeuge. A. Lamblin, Paris. B 12. 3. 21. V 15. 8. 24. Gehört zu der Art von Kühlern, bei der die Kühlelemente annähernd parallel zur Längsachse des Flugzeugs zwischen einem zum Eintritt des heißen Wassers dienenden Sammler und einem für den Abfluß des gekühlten Wassers bestimmten Sammler eingebaut sind. Der Hauptanspruch schützt, daß die Kühlelemente *a* im Längsschnitt ein nach der Außenseite des Kühlers konvexes Profil aufweisen. Weitere konstruktive Merkmale in 10 Unteransprüchen.



399598/77h, 5. Fallschirm. S. S. Green und M. A. Green, Snohomish (V. St. A.). B 22. 7. 22. V 24. 7. 24. Eine Ausklinkvorrichtung für einen Fallschirm, Marke Regenschirm.

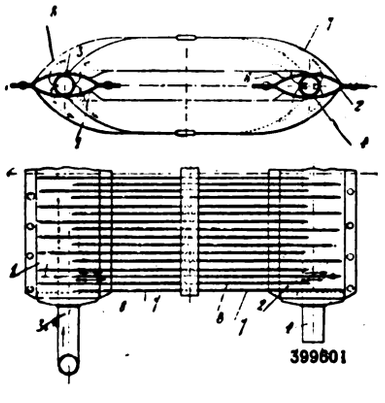
399599/77h, 5. Kühler für Motoren an Flugmaschinen. S. J. Lecointe, Paris. B 27. 3. 23. V 23. 7. 24. Betr. eine Art von Kühlern, bei der die Leitungsrohre (Kühlelemente) bündelartig angeordnet sind. Erfindungsgemäß weist jedes Rohr der einzelnen Rohrbündel die Form eines V auf.

399600/77h, 5. Abdeckvorrichtung für Kühler von Flugzeugen. A. Lamblin, Paris. B 21. 11. 22. V 7. 8. 24. Die Abdeck-Klappen 5 sind um parallele Achsen derart

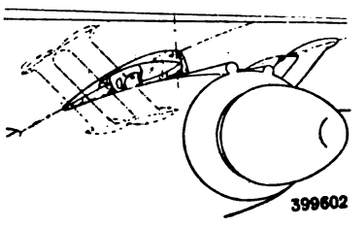


drehbar, daß sie nicht nur mit ihren vorderen Teilen nach Belieben gegeneinander bewegt und voneinander entfernt, sondern auch beide in derselben Schräglage zur Längsachse des Flugzeugs eingestellt werden können. Letzteres hat den Zweck, bei Anordnung des Kühlers hinter der Luftschraube eine schräge Wirbelbewegung des Schraubenstrahls abfangen zu können.

399601/77h, 5. Kühler für Flugzeuge. A. Lamblin, Paris. B 6. 9. 22. V 24. 7. 24. Die Kühlelemente 7, 8 sind abwechselnd gegeneinander parallel zur Längsachse des Kühlers versetzt angeordnet, so daß die zwischenströmende Luft allmählich in einzelne Fäden zerlegt wird. Das Innere jedes Sammlers 1, 2 wird durch ein Rohr 3, 4 in zwei Kammern zerlegt, deren jede mit einem Satz Kühlelemente (7 oder 8) in Verbindung steht, während die Rohre 3, 4 mit beiden Kammern durch Öffnungen verbunden sind.

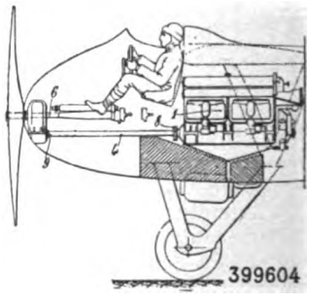


399602/77h, 5. Flugzeug. Soc. Ind. des Métaux et du Bois, La Courneuve (Frankr.). B 27. 8. 22. V 26. 7. 24. Der Hochdecker (Parasol) weist das Merkmal auf, daß die Tragfläche eine Öffnung besitzt, deren Ränder mit dem Rumpf mittels einer festen, mindestens teilweise mit durchsichtig verschließbaren Schauöffnungen versehenen Wand verbunden sind, so daß der Führer sowohl durch diese Wand als auch oberhalb des Flügels ausblicken kann. Die Wand hat stromlinienförmigen Grundriß.



399603/77h, 5. Bremsvorrichtung für Flugzeuge. Soc. An. Louis Bréguet, Paris. B 18. 10. 22. V 6. 8. 24. Bekannt sind zum Bremsen symmetrisch zum Rumpf angeordnete Klappen, die zur Vergrößerung des Luftwiderstandes in den Luftstrom eingestellt werden. Neu ist, daß derartige Klappen oder Flächen in der Ruhestellung vollkommen im Rumpf verborgen sind und durch Zahnräder, Seile od. dgl. vom Führer beliebig weit senkrecht zur Flugrichtung aus dem Flugzeugkörper herausbewegt werden.

399604/77h, 5. Kampfflugzeug. Soc. An. Nieuport-Astra, Issy-les-Moulineaux (Frankr.). B 23. 2. 23. V 7. 8. 24. Betr. solche Kampfflugzeuge, bei denen die Antriebswelle mittels Vorgeleges mit der Propellernabe verbunden ist, durch deren Ausbohrung geschossen wird; erfindungsgemäß erfolgt die Antriebsverbindung zwischen Motor 1 und Vorgelege 6 durch eine Zwischenwelle 4, deren Enden 8, 9 gelenkig mit den anschließenden Wellen verbunden sind. Zweck: Unschädlichmachen von Biegungen, die im Rumpf auftreten.



Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Gemäß Beschluß der XIII. Ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL in Frankfurt a. M. wurden in Anbetracht ihrer großen Verdienste um unsere Gesellschaft

Seine Königliche Hoheit Großherzog Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein,
Generalkonsul Dr.-Ing. e. h. Kotzenberg

zu Ehrenmitgliedern ernannt.

2. Gleichzeitig wurden in den Vorstandsrat der WGL gewählt:

Dipl.-Ing. Martens,
Se. Magnifizenz Rektor der Techn. Hochschule Darmstadt Prof. Dr.-Ing. Schlink,
Dipl.-Ing. Schubert,
Major a. D. v. Tschudi.

3. Der von unserem Geschäftsführer, Hauptmann a. D. Krupp, neu zusammengestellte Film der deutschen Segelflüge mit und ohne Hilfsmotor 1924 wird Mitte Oktober fertig und kann von den Mitgliedern der WGL gegen Bezahlung einer geringen Leihgebühr für Vorträge bei der Geschäftsstelle angefordert werden.

4. Ende September sind die noch rückständigen Beiträge bis zum 3. Quartal 1924 durch Postnachnahme eingezogen worden. Wir bitten diejenigen Mitglieder, die die Nachnahme nicht eingelöst haben, den fälligen Betrag umgehend auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 einzuzahlen.

Ferner ist bereits das 4. Quartal fällig. Wir bitten, auch diesen Betrag umgehend hierherzusenden:

Ordentliche Mitglieder	M. 6
Außerordentliche Mitglieder	M. 18.

5. Das Jahrbuch der WGL 1923, Heft 11 der »Berichte und Abhandlungen der WGL«, ist zum Preise von RM. 6 ausschließlich Porto bei unserer Geschäftsstelle zu beziehen.

Der Geschäftsführer: Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

JAN 7 1925
Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. **G. KRUPP**
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

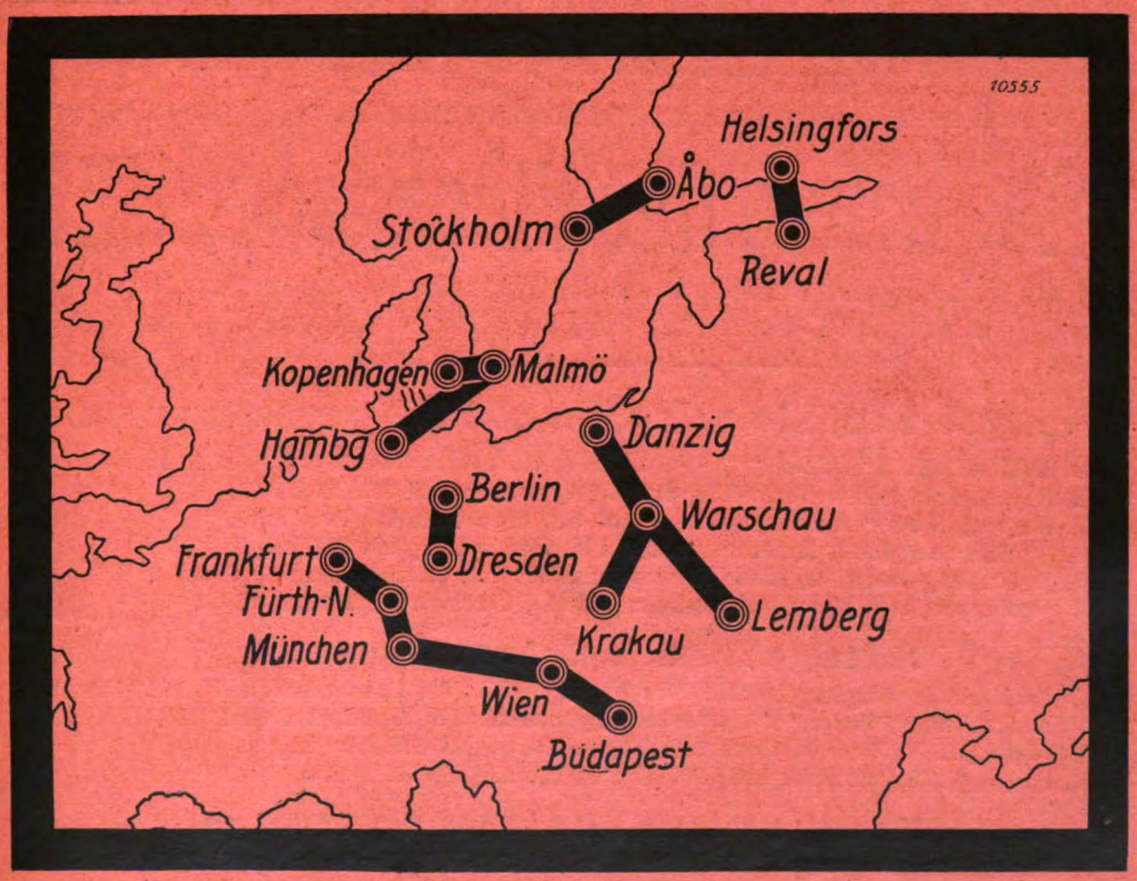
WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

20. Heft | **München, 28. Oktober 1924** | **15. Jahrgang**

Winterluftverkehr



mit Junkers Ganzmetallflugzeugen

Digitized by Google

Udet „Kolibri"

Sport-Einsitzer mit 750 ccm Douglas-Motor

Der unbestrittene Sieger der Rhön-Wett-Flüge 1924

Zielflug I. Preis
Dauerflug I. Preis
Höhenflug I. Preis

Dauer-Welt-Rekord für Kleinflugzeuge:

am 29. August auf Udet „Kolibri"
Flugdauer 4 Stunden 39 Minuten

Udet-Flugzeugbau
G. m. b. H. München

Unsere neuesten Typen

L. 58. Siebensitziges Verkehrsflugzeug
L. 59. Sporteinsitzer mit 55 PS Siemensmotor
L. 60. Sportzweisitzer mit 80 PS Siemensmotor
EL. 9. Schulflugzeug mit 80 PS Siemensmotor

Verlangen Sie Prospekte

ALBATROSWERKE A.-G. BERLIN-JOHANNISTHAL

Großer Erfolg der Flugzeuge „AERO"

beim Schnelligkeitswettbewerb um den Preis des Präsidenten der Republik in Prag am 7. September 1924 auf einer Strecke von 200 km.

I. **Flugzeug A-18 b, Motor Walter 300 HP gewinnt zum zweiten Male den Preis — Geschwindigkeit 263.427 km/St.**
II. Flugzeug Š 8, Motor Napier-Lion 450 HP, Geschwindigkeit 263.247 km/St.
III. Flugzeug Š 14, Motor Hispano-Suiza, 300 HP, Geschwindigkeit 246 km/St.
IV. **Jagdflugzeug A-18, Motor Perún 240 PH, Geschwindigkeit 241 km/St.**
V. Jagdflugzeug Dewoitine, Motor Hispano-Suiza 300 HP, Geschwindigkeit 206 km/St.
VI. Jagdflugzeug Š 4, Motor Hispano-Suiza 220 HP, Geschwindigkeit 194.8 km/St.

Kategorie mit Belastung 500 kg:

I. **Beobachtungsflugzeug A-12, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 189.05 km/St.**
II. **Beobachtungsflugzeug A-12, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 186.3 km/St.**
III. Flugzeug Š 6, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 157.5 km/St.
IV. Flugzeug Š 6, Motor Maybach 260 PH, Geschwindigkeit 141 km/St.

Kategorie mit Belastung 250 kg:

I. **Beobachtungsflugzeug A-12, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 202.9 km/St.**
II. **Beobachtungsflugzeug A-12, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 196 km/St.**
III. **Beobachtungsflugzeug A-12, Motor Maybach 260 HP, Geschwindigkeit 183 km/St.**

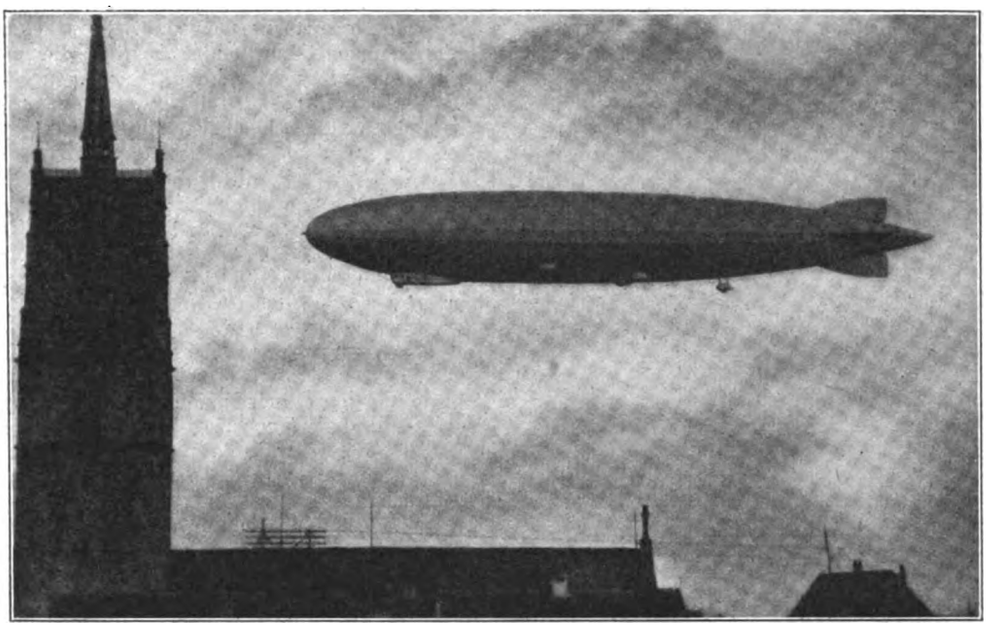
FLUGZEUGWERKE AERO / PRAG

Jagdflugzeuge A-18 **továrna letadel** Beobachtungsflugzeuge A-12

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
20. Heft 28. Oktober 1924 15. Jahrgang

Z. R. III.



An den Luftschiffbau Zeppelin

Friedrichshafen.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt spricht dem Luftschiffbau Zeppelin, den Konstrukteuren, den Erbauern und der Besatzung des stolzen Luftschiffes Z. R. III ihre herzlichsten Glückwünsche aus zu dem glänzenden Erfolge.

Ein Meisterwerk deutscher Technik und Arbeitskraft, trägt das Luftschiff die Ehre des deutschen Namens in die Welt hinaus.

Möge die Welt sich würdig erweisen der Manen des Grafen Zeppelin, möge sie ihm ihre Dankbarkeit für diese Kulturtat in ehrfürchtiger Erinnerung bezeugen dadurch, daß sie wieder freie Bahn gibt denen, die sein großes Werk heute fortführen.

Luftschiffahrt ist not!

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt:
Schütte, Wagenführ, Prandtl, Krupp.

Telegramm der WGL am Tage der Landung des Z. R. III in Amerika am 15. 10. 1924.

Digitized by Google

Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe.

Von W. Bleistein.

Inhalt.

Einleitung.
Grundbegriffe.
Bezeichnungen.

I. Teil.
Wirtschaftliche Leistung.
Maximum der Transportleistung.
Aktionsradius.
Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs.
Gasverbrauch.
Bedienungspersonal.
Schiffsgröße.
Koeffizienten.
Zusammenhang von v und V.
Geschwindigkeitsgrenze bei gegebenem V und S.
Zusammenhang von V, v_{max} S und Q.
Zusammenhang von v und V, wenn S und Q gegeben.
Zusammenfassung des I. Teils.

II. Teil.
Rentabilität.
Geschwindigkeit und Zeitgewinn.
Reisedauer und erforderliche Zahl der Schiffe.
Reisedauer und Anlagekosten.
Schiffsbetriebskosten.
Die jährlichen Gesamtausgaben.
Die ökonomische Geschwindigkeit.
Betrachtungen über die gemachten Annahmen.
Beispiel.
Zusammenfassung.

Einleitung.

Für alle Verkehrsunternehmungen ist die Geschwindigkeit der Verkehrsmittel von wesentlicher Bedeutung. Es ist bekannt, daß die Schnell- und Expreßzüge zwar gefahren werden, weil das Publikum die hohe Beförderungsgeschwindigkeit fordert, daß aber die Kosten des Schnellverkehrs zum Teil durch die Einnahmen aus den langsameren Verkehrsmitteln gedeckt werden müssen.

Zwingen diese Umstände an sich schon immer wieder den Verkehrsunternehmer zur Nachprüfung, welchen Einfluß die Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit des Unternehmens ausübt, so wird die Beantwortung der Frage besonders schwierig, wenn es sich um ein neuartiges Beförderungsmittel handelt, das in den Dienst des Verkehrs gestellt werden soll. Keinerlei Erfahrungswerte liegen vor, und man kann nur versuchen, durch gründliche Wertung aller Faktoren und Eigenschaften des neuen Verkehrsmittels zu einem einigermaßen richtigen Voranschlag für die Wirtschaftlichkeit zu kommen. — Absicht dieser Arbeit ist es, diese Verhältnisse beim Luftschiff zu prüfen.

Obwohl die praktische Luftschiffahrt, wenn man bis auf die ersten Arbeiten von Schwarz und des Grafen Zeppelin zurückgeht, schon ein Vierteljahrhundert alt ist, findet man in der Literatur nur sehr spärliche Unterlagen, die man für die Beurteilung der Verhältnisse benutzen könnte. Schuld daran ist, daß die Entwicklung in der Vorkriegszeit nur sehr langsam vor sich ging, in der Kriegszeit alles, was mit Luftschiffen zusammenhing, als militärisches Geheimnis galt und nach dem Kriege die Erfahrungen, die die Bau- und Betriebsgesellschaften sammelten, aus geschäftlichen Gründen nicht der Öffentlichkeit mitgeteilt wurden, außerdem auch nicht aus reinem Verkehrsdienst stammten. Denn selbst die Verkehrsfahrten der »Bodensee« erfolgten unter Verhältnissen, die ein unabhängiges und selbständiges Verkehrsmittel nicht antreffen wird.

Außer diesen mehr allgemeinen Schwierigkeiten, entstanden aus dem Mangel an mehr oder minder statistischem Material, ist noch ein Umstand von Einfluß bei Beurteilung der Geschwindigkeitsfragen. Während bei anderen Verkehrsmitteln Reise- und Eigengeschwindigkeit meistens identisch sind, oder Strömungen, die Unterschiede zwischen beiden Geschwindigkeiten hervorrufen können, bekannte Größen darstellen, hat man beim Luftschiff mit dem ständigen Wechsel des Windes nach Richtung und Stärke zu rechnen. Da die Windgeschwindigkeit im Verhältnis zur Eigengeschwindigkeit eine sehr bedeutende Größe annehmen kann, wird man bei der Beurteilung wirtschaftlicher Fragen auf richtig zu wählende Durchschnittswerte zurückgreifen müssen. Hierzu wieder ist Untersuchung des Einzelfalles Bedingung.

Es wird demgemäß zunächst versucht werden, den Zusammenhang der Geschwindigkeit mit den Faktoren zu zeigen, die auf die Wirtschaftlichkeit Einfluß haben, sodann wird die Wirtschaftlichkeit selbst, wie sie sich durch die Wahl der Geschwindigkeit ergibt, betrachtet.

Grundbegriffe.

Dem Luftfahrtwesen, dem jüngsten Zweig der Technik, haften eine Reihe von Begriffen an, deren Bezeichnungsweise sich noch nicht genügend geklärt hat, so daß verschiedentlich Ausdrücke nicht als eindeutig anzusprechen sind. Es scheint infolgedessen zweckmäßig, zunächst kurz einige Begriffe, die in den folgenden Untersuchungen gebraucht werden, festzulegen.

Hubkraft ist das Tragvermögen des in dem Tragkörper des Schiffs eingeschlossenen Gases beim jeweiligen Zustand von Gas und Luft.

Steigkraft ist die Differenz zwischen Hubkraft und dem gesamten Schiffsgewicht im jeweiligen Betriebszustand. Sie wird zur Sinkkraft, wenn die Differenz negatives Vorzeichen hat.

Betriebsgewicht ist das gesamte Gewicht des Luftschiffes mit Ausnahme der Nutzlast, die beim Verkehrsluftschiff ausschließlich in der zahlenden Last, d. h. dem Gewicht der Passagiere und der Frachtgüter besteht.

Das Gewicht des Tragkörpers umfaßt das gesamte Konstruktionsgewicht mit Ausnahme des Gewichts der Maschinenanlage für den Vortrieb, außerdem alle zur Fahrt erforderlichen Ausrüstungsteile (auch Notballast), soweit sie nicht zur Maschinenanlage gehören, sowie das luftmännische Personal.

Unter das Gewicht der Maschinenanlagen fallen außer den eigentlichen Maschinen mit Getrieben, Propellern usw. auch die Maschinengondeln, die nur als Maschinenfundamente und Bedienungsplattformen anzusehen sind, ferner das Bedienungspersonal der Maschinenanlagen.

Das Gewicht zur Unterbringung der Fahrgäste und der Fracht wird unter dem Begriff Decksgewicht zusammengefaßt, gleichgültig, ob unter dem Begriff »Deck« besondere Gondeln, Anbauten oder Einbauten im Tragkörper zu verstehen sind. Es bildet entweder einen besonderen Teil des Tragkörpergewichtes oder es ist wie im nachstehenden als Teil der zahlenden Ladung anzusehen, besonders soweit Passagiereinrichtungen in Frage kommen. Man ist dazu berechtigt, weil höherer Komfort auch höhere Gewichte fordert und entsprechend bezahlt wird.

Betriebsmittel sind die Gesamtmengen an Benzin und Öl für die Antriebsmaschinen. Bei Gewichtsrechnungen wird hierzu vielfach noch das Gewicht der Behälter und Leitungen zuzuschlagen sein, weil ja dieses unmittelbar von der mitzuführenden Brennstoffmenge abhängt.

Verfügbare Last ist die Summe aus Betriebsmittelgewicht und der zahlenden Last (Transportlast).

Reserven an Betriebsmitteln werden zu den Betriebsmitteln selbst hinzugerechnet, weil sie meistens in einem gewissen Prozentsatz dieser angesetzt werden, wohingegen Reserveteile zur Ausrüstung des Schiffskörpers oder der Maschinenanlage gruppenweise gehören.

Aktionsradius. Aktionsradius heißt diejenige Strecke, die das Schiff bei einer bestimmten Eigengeschwindigkeit zurücklegen kann, wenn alle Betriebsmittel, und zwar im vollen Umfange der verfügbaren Last auf geradem Kurs bei Windstille ausgefahren werden. Der Aktionsradius ist also eine von der gewählten Geschwindigkeit abhängige veränderliche Größe.

Bezeichnungen.

H = Hubkraft des Schiffes (kg),
V = Gasvolumen (m^3),
T = Gewicht des Tragkörpers (kg),
M = Gewicht der Maschinenanlage (kg),
B = Brennstoffgewicht einschl. Leitungen und Behälter (kg)
Q = Transportlast (kg), zahlende Last,
L = Verfügbare Last (kg),
N_e = Motoren-Bremsleistung (PS),
W = Schiffswiderstand (kg),
S = Fahrstrecke (m),
A_R = Aktionsradius (m),
A_D = maximale Fahrtdauer (h),
A_d = maximale Fahrtdauer (s),
v = Eigengeschwindigkeit des Luftschiffes (m/s),

Digitized by Google

u = Reisegeschwindigkeit (m/s),
w = Windgeschwindigkeit (m/s),
α = Einfallwinkel des Windes gegen den Reisekurs,
β = Winkel zwischen Eigengeschwindigkeit und Reisegeschwindigkeit,
η = Wirkungsgrad der Getriebe und Propeller,
a = Hubkraft je 1 m³ Gas (kg/m³),
b = Brennstoffmenge (kg/PSh),
l = Gewicht der Behälter und Leitungen je 100 kg Brennstoff (kg),
$e = b\left(1+\frac{l}{100}\right)$ = brutto Betriebsmittelgewicht (kg/PSh),
t = Zeit (s).

Unter Benutzung vorstehender Bezeichnungen ergeben sich die bekannten Beziehungen:

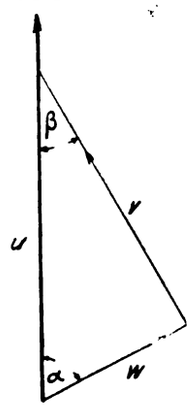


Abb. 1.

$$u = w\cos\alpha \pm \sqrt{v^2 - w^2\sin^2\alpha} \text{ (s. Abb. 1)} \quad (1)$$

$$v = \pm\sqrt{u^2 + w^2 - 2uw\cos\alpha} \text{ (s. Abb. 1)} \quad (2)$$

$$H = T + M + L\,(\text{kg}) \quad (3)$$

$$L = Q + B\,(\text{kg}) \quad (4)$$

$$H = a\,V\,(\text{kg}) \quad (5)$$

$$N_e = c\,V^{2/3}v^3, \text{ gültig für ähnliche Schiffe} \quad (6)$$

$$N_e = C v^3, \text{ gültig für ein und dasselbe Schiff} \quad (6a)$$

$$B = e\,N_e\frac{t}{3600} \quad (7)$$

$$N_e = \frac{vW}{75\,\eta} \quad (8)$$

I.
Wirtschaftliche Leistung.

Als wirtschaftliche Leistung wird bei der Beurteilung der Gesamtwirtschaftlichkeit diejenige Leistung des Luftschiffes angesehen, für die das Publikum Zahlung leistet. Festumrissene Faktoren dieser Leistung sind offensichtlich die beförderten Lasten und die Strecke, über die die Lasten befördert werden. Allgemein wird ja auch der Tarif auf dem Tonnenkilometer bzw. Personenkilometer aufgebaut. Die Zeit jedoch, die zur Beförderung der Fracht über die Strecke benötigt wird, ist ihrem Werte nach eine recht unbestimmte Größe. Die Geschwindigkeit des Verkehrsmittels wird dem Benutzer im gewissen Sinne vorgeschrieben. Er wird sie infolgedessen einmal überzahlen, ein andermal dagegen nicht den Preis vergüten, der dem Wert entspricht, den die Geschwindigkeit wirklich für ihn hat. Der Verkehrsunternehmer auf der anderen Seite wird eine Geschwindigkeit vorschreiben müssen, die er als zweckmäßig für den Verkehr auf der Verkehrsstrecke ansieht. Die wirtschaftliche Leistung, die mit der Transportleistung identisch ist, bezieht sich daher immer auf eine festgelegte Geschwindigkeit. Sie ist für jeden Fall gekennzeichnet durch das Produkt aus Last mal Strecke, d. h. der Transportarbeit $Q\,S$ (kgm) bei der Geschwindigkeit u.

Es ist dabei zu berücksichtigen, daß für die Einnahmen aus dem Verkehr immer nur die Reisegeschwindigkeit maßgebend ist, wohingegen die Ausgaben zunächst von der Eigengeschwindigkeit des Schiffes und dann erst weiter infolge des Einflusses des Windes von der Reisegeschwindigkeit abhängen. Besser noch gesagt: die Einnahmen sind beeinflußt durch die fahrplanmäßige Geschwindigkeit, die Ausgaben durch die Eigengeschwindigkeit des Schiffes, die bei herrschender Windgeschwindigkeit und Richtung zur Erreichung der erforderlichen Reisegeschwindigkeit nötig ist. Über den Zusammenhang dieser Größen geben die Gleichungen (1) und (2) Aufschluß.

Maximum der Transportleistung.

Obwohl nun keinesfalls gesagt ist, daß das Maximum der wirtschaftlichen Leistung mit dem Maximum der Wirtschaftlichkeit des Betriebes zusammenfällt, so ist es doch von Interesse festzustellen, unter welchen Verhältnissen ein Luftschiff seine maximale Transportleistung erreicht. Da für die Gesamtheit des Unternehmens die einzelne Fahrt eines Schiffes die Grundlage für den Durchschnittswert des Jahresbetriebes geben muß und bei der einzelnen Fahrt eine konstante Reisegeschwindigkeit angenommen werden kann, so soll zunächst untersucht werden, unter welchen Bedingungen bei konstanter Geschwindigkeit ein Maximum der Transportleistung erzielt wird. Zur Vereinfachung wird zunächst vom Einfluß des Windes auf die Reisegeschwindigkeit abgesehen, also angenommen, daß die Reisegeschwindigkeit gleich der Eigengeschwindigkeit des Schiffes ist.

Allgemein ist im Verlauf der vorliegenden Arbeit der Wirkungsgrad als konstant angesehen. An und für sich schon ist man im Bereich der Geschwindigkeitsänderungen, die im normalen Betrieb vorkommen, zu solcher Annahme berechtigt; denn in der Nähe des Maximums, mit dem naturgemäß gearbeitet werden sollte, ist annähernde Konstanz des Wirkungsgrads vorhanden. Die Untersuchungen zielen außerdem darauf ab, Unterlagen für einen zweckmäßigen Schiffsentwurf zu geben. Man hat daher volle Freiheit für das auf Grund solcher Unterlagen zu bauende Schiff und kann alle Teile so wählen, daß das Maximum des Wirkungsgrades unter den angenommenen Verhältnissen erreicht wird.

Das Luftschiff gehört zu der Gruppe von Verkehrsmitteln, die ihre Betriebsmittel mit sich führen. Es besteht daher eine Abhängigkeit zwischen B und S, die sich in folgender Weise finden läßt:

Gleichung (7), multipliziert mit v, ergibt:

$$v\,B = e\,N_e\frac{v\,t}{3600} \quad (9)$$

Da nun $vt = S$, so wird

$$S = \frac{v\,B\,3600}{e\,N_e} \quad (10)$$

und unter Berücksichtigung von (8)

$$S = \frac{75\cdot 3600\,B\cdot\eta}{e\cdot W} \quad (11)$$

Setzt man diesen Wert in Gleichung (9) und schreibt gleichzeitig nach (4) $Q = L - B$, so wird:

$$Q\,S = \frac{75\cdot 3600\,B\,(L-B)\,\eta}{e\,W} \quad (12)$$

Da Gleichförmigkeit der Geschwindigkeit zur Voraussetzung gemacht wurde, sind die vier Größen L, e, η und W konstant. Die Transportleistung wird ein Maximum, wenn

$$\frac{d\,(Q\,S)}{d\,B} = 0.$$

Hieraus folgt:

$$B = \frac{1}{2}L \quad (13)$$

Das Maximum der Transportleistung wird also erreicht, wenn die Brennstoffmenge gleich der halben verfügbaren Last ist. Da nun aber der Aktionsradius gleich der Strecke ist, die unter Ausnutzung der gesamten verfügbaren Last als Brennstoff zurückgelegt werden kann, so heißt dies:

das Maximum der Transportleistung wird erreicht, wenn die Transportstrecke gleich dem halben Aktionsradius ist.

Dieser Satz ist in gewissem Sinne fundamental, denn Gleichung (13) zeigt, daß die Eigengeschwindigkeit v keinen Einfluß auf seine Gültigkeit hat. Auch Windstärke und Richtung ändern hieran nichts, wenn man, wie es für den Verkehr in Frage kommt, mit Durchschnittsgeschwindigkeiten über die ganze Strecke rechnet.

Aktionsradius.

Ist der Aktionsradius eines Schiffes für eine gewisse Geschwindigkeit bekannt, so kann man die Transportleistung für jede Streckenlänge ohne weiteres bestimmen. Zum Aktionsradius gehört die Brennstoffmenge $B = L$. Kürzt man die Fahrtstrecke ab, verringert also die Menge des mitgeführten Brennstoffs, so wächst im gleichen Maße die Transportlast Q. Drückt man nun die Strecke S in Prozenten des Aktionsradius und die Transportleistung in Prozenten ihres Maximums aus, so erhält man Zahlentafel I und Abb. 2.

Die Kurve gilt für jedes Schiff und jeden Aktionsradius bei der zugehörigen Geschwindigkeit und zeigt, wieviel Prozent der maximalen Transportleistung bei beliebig gewählter Streckenlänge zu erreichen sind.

Die Richtigkeit dieser Behauptung ergibt sich aus folgenden Überlegungen:

Der Aktionsradius ist das Produkt aus Geschwindigkeit und längster Fahrtdauer, also

$$A_R = A_d\,v \quad (14)$$

Da für den Aktionsradius das Gewicht der Betriebsmittel gleich der gesamten verfügbaren Last ist, so geht die Gleichung

$$B = \frac{e\,N_e\,t}{3600} = \frac{e\,C\,v^3\,t}{3600}$$

Digitized by Google

Zahlentafel I.

S	Q	QS	S % von A_R	QS % von $(QS)_{max}$
0	2	0	0	0
0,1	1,9	0,19	5	19
0,2	1,8	0,36	10	36
0,3	1,7	0,51	15	51
0,4	1,6	0,64	20	64
0,5	1,5	0,75	25	75
0,6	1,4	0,84	30	84
0,7	1,3	0,91	35	91
0,8	1,2	0,96	40	96
0,9	1,1	0,99	45	99
1	1	1	50	100
1,1	0,9	0,99	55	99
1,2	0,8	0,96	60	96
1,3	0,7	0,91	65	91
1,4	0,6	0,84	70	84
1,5	0,5	0,75	75	75
1,6	0,4	0,64	80	64
1,7	0,3	0,51	85	51
1,8	0,2	0,36	90	36
1,9	0,1	0,19	95	19
2	0	0	100	0

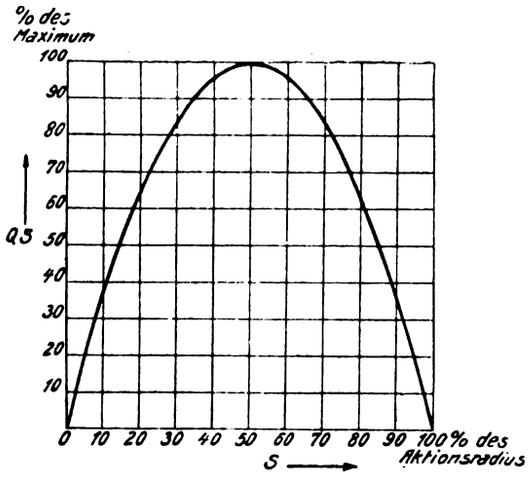


Abb. 2.

in die Form über:

$$L = \frac{e\,C\,v^3\,A_d}{3600}$$

und es wird

$$A_R = \frac{3600\,L}{e\,C\,v^3} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (15)$$

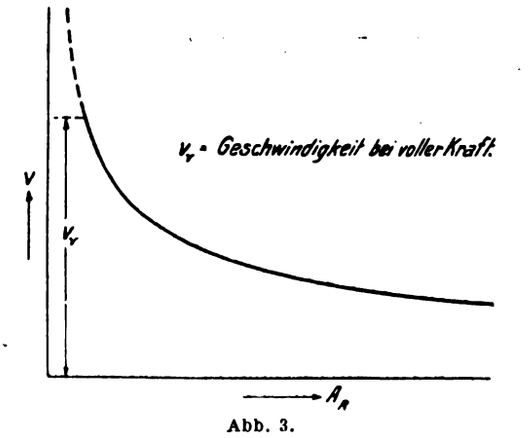


Abb. 3.

Da L, e und C Konstanten des betrachteten Schiffes sind, so wird für einen anderen Aktionsradius A_{R1} mit zugehöriger Geschwindigkeit v_1 die Proportion lauten:

$$\frac{A_R}{A_{R1}} = \frac{v_1^3}{v^3}$$

oder

$$A_R\,v^3 = \text{const (s. Abb. 3)} \quad \ldots\ldots \quad (16)$$

Hiernach gilt der Satz:

Die Aktionsradien verhalten sich umgekehrt wie die Quadrate der zugehörigen Geschwindigkeiten[1]).

Es ergibt sich weiter für die gewählte Geschwindigkeit v_1 die zum Maximum der Transportleistung zugehörige Transportstrecke zu

$$S_1 = \frac{1}{2}\,\frac{v^3}{v_1^3}\,A_R \quad \ldots\ldots\ldots \quad (17)$$

Ist bei der gegebenen Geschwindigkeit v_1 eine beliebige Strecke $S_2 \gtrless S_1$, so wird die zugehörige Transportarbeit

$$Q_2\,S_2 = \frac{S_2}{S_1}\left(2 - \frac{S_2}{S_1}\right) Q_1\,S_1 \quad \ldots\ldots \quad (18)$$

wobei die mit dem Index 1 versehenen Größen die zum Maximum der Transportleistung zugehörigen Bezeichnungen sind. Gleichung (18) entspricht einer Parabel von der Form $y = 2x - x^2$, worin $y = \frac{Q_2\,S_2}{Q_1\,S_1}$ und $x = \frac{S_2}{S_1}$. Drückt man, wie in Abb. 2, die Strecke S_2 in Prozenten des Aktionsradius aus, so geht die Parabel über in die Form $y = 4x - 4x^2$.

Die Wichtigkeit des Aktionsradius macht es wünschenswert, seine Beziehungen zur Geschwindigkeit aus den Konstruktionsdaten des Schiffes finden zu können. Wie erwähnt, ist seine Größe abhängig von der verfügbaren Brennstoffmenge, die sich unter Benutzung von Gleichung (3) ergibt zu

$$B = L = H - T - M \quad \ldots\ldots\ldots \quad (19)$$

Bezeichnet man das Gewicht der gesamten Maschinenanlage, bezogen auf die Bremsleistung der Motoren mit i, also

$$i = \frac{M}{N_e}\,(\text{kg/PS}) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (20)$$

und setzt:

$$H - T = K. \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (21)$$

so erhält man unter Benutzung von Gleichung (19) und (20)

$$L = K - i\,N_e. \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (22)$$

Der sekundliche Brennstoffverbrauch ist nach früherem anzusetzen mit $\frac{e\,N_e}{3600}$.

Die Aktionsdauer ergibt sich somit zu

$$A_d = \frac{3600\,(K - i\,N_e)}{e\,N_e} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (23)$$

oder bei Verwendung von (6a)

$$A_d = \frac{3600\,(K - i\,C\,v^3)}{e\,C\,v^3} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (24)$$

Das Maximum der Transportarbeit E wird hiernach mit Gleichung (15)

$$E = \frac{1}{2}\cdot A_R \cdot \frac{1}{2}\cdot L = \frac{3600}{4}\,\frac{(K - i\,C\,v^3)}{e\,C\,v^3}\,(K - i\,C\,v^3)$$

$$E = \frac{900\,(K - i\,C\,v^3)^2}{e\,C\,v^3} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (25)$$

Geschwindigkeit kleinsten Brennstoff-Verbrauchs.

Während die bisherigen Ableitungen die Absicht verfolgten herauszufinden, unter welchen Verhältnissen aus einem Luftschiff das Maximum an Leistung herauszuholen ist, d. h. also die höchsten Einnahmen sich erzielen lassen, müssen nunmehr die Untersuchungen folgen, unter welchen Bedingungen die Aufwendungen zu einem Minimum werden. Die Betriebsaufwendungen für ein Luftschiff bestehen im wesentlichen aus den Aufwendungen für die Gasfüllung und den Brennstoff (Benzin und Öl). Der Verbrauch an Gas ist abhängig von Verlusten infolge Durchlässigkeit der Zellen und abhängig von der Fahrthöhe. In gewissem Sinne wird die Fahrthöhe jedoch bedingt durch den Verbrauch an Brennstoff, wenigstens wenn keine Einrichtung zur Aufnahme von Ballast während der Fahrt vorhanden ist, und der Brennstoffverbrauch wieder in weitgehendem Maße durch die Geschwindigkeit. Im Zusammenhang der vorliegenden Untersuchung wird es also nur nötig sein festzustellen, bei welcher Ge-

[1]) Für ein bestimmtes Schiff wird der obere Ast der Kurve begrenzt durch die Größe der Höchstgeschwindigkeit, und es wird nötig, im Bereich der niederen Geschwindigkeiten die Veränderlichkeit des Wirkungsgrades zu berücksichtigen.

Digitized by Google

schwindigkeit der Brennstoffverbrauch zu einem Minimum wird, um gleichzeitig sicher zu sein, daß auch der Gasverbrauch, soweit er durch den Brennstoffverbrauch beeinflußt wird, gleichen Bedingungen unterworfen ist.

(S. hierzu Dipl.-Ing. C. Wieselberger, Göttingen. ZFM 1913, Heft 2 und Verfasser, ZFM 1924, Heft 5.)

Der Brennstoffverbrauch in der Zeiteinheit ist nach Gleichung (7) und (6a) $= \frac{e\,C\,v^3}{3600}$ und der Verbrauch für die Streckeneinheit $= \frac{e\,C\,v^3}{3600\,u}$. Dieser Ausdruck wird ein Minimum für

$$\frac{d\,\frac{e\,C\,v^3}{3600\,u}}{d\,v} = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (26)$$

Wird u mit Hilfe der Gleichung (1) durch v, w und α ersetzt, so geht Gleichung (26) über in

$$\frac{d\left[\frac{e\,C\,v^3}{3600\,(w\cos\alpha \pm \sqrt{v^2 - w^2\sin^2\alpha})}\right]}{d\,v} = 0$$

und man findet als Bestimmungsgleichung für das Minimum des Brennstoffverbrauchs für die Streckeneinheit

$$v_{ök} = w\sqrt{\frac{3}{8}\,(4 - \cos^2\alpha - \cos\alpha\sqrt{8 + \cos^2\alpha})} \quad \ldots \quad (27)$$

Zur Verwendung dieser Gleichung geht man am besten auf den Wert $\frac{v_{ök}}{w}$ zurück, der in der Abb. 4 in Funktion des $\sphericalangle\,\alpha$ dargestellt ist.

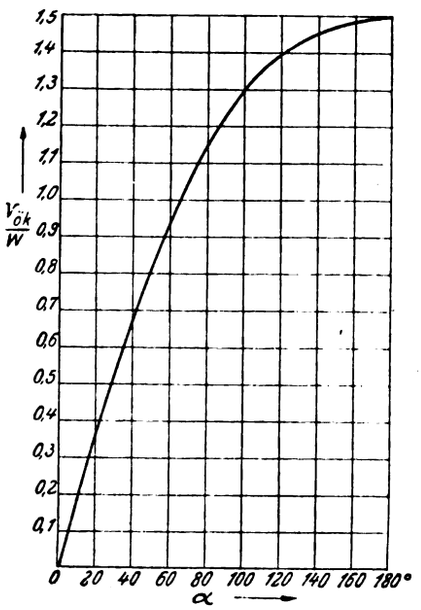


Abb. 4.

Die Geschwindigkeit nach (27) kann man als eine ökonomische Geschwindigkeit bezeichnen, aber nur, wenn man ausschließlich den Verbrauch an Gas und Betriebsmitteln berücksichtigt. Sie ist allein abhängig von Windstärke und Windrichtung. Bei Windstille gibt es keine Geschwindigkeit geringsten Brennstoffverbrauchs, da $v_{ök} = 0$ wird, und jede Geschwindigkeitssteigerung bedingt erhöhten Brennstoffverbrauch. Dieser Schluß folgt bereits auf Gleichung (7). Denn der Verbrauch für die Streckeneinheit nimmt mit $u = v$ den Wert $\frac{e\,C\,v^2}{3600}$ an Auch bei Wind in der Fahrtrichtung ($\alpha = 0^0$) ist $v_{ök} = 0$. Bei Gegenwind, $\alpha = 180^0$, wird $v_{ök} = 1{,}5\,w$, mithin die Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs gleich der anderthalbfachen Windgeschwindigkeit.

Infolge der ständigen Schwankungen von w und α wird ein Luftschiff bei jeder Fahrt eine andere Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs haben, ja schon während ein und derselben Fahrt kann $v_{ök}$ erheblichen Schwankungen unterworfen sein. Es würde zu Trugschlüssen führen, wollte man einen Durchschnittswert dieser Geschwindigkeit mit dem Maximum der Transportleistung verbinden, um so das Optimum der Wirtschaftlichkeit des Betriebes zu erreichen. Im zweiten Teil der Arbeit wird sich zeigen, ob und welchen Einfluß die ermittelte Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs für die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsunternehmungen wirklich hat.

Gasverbrauch.

Es ist bereits erwähnt, daß der Gasverbrauch sich im wesentlichen nach der Fahrthöhe richtet. Der Einfluß der Geschwindigkeit äußert sich auf die Fahrthöhe dadurch, daß das Schiff infolge des verbrauchten Brennstoffs eine Steigkraft erfährt, die so lange anhält, bis über der Prallhöhe Gas abgeblasen und durch den Verlust an Hubkraft der Gleichgewichtszustand wieder hergestellt wird. Allerdings ist es möglich, diesem Verlust durch gewisse Maßnahmen entgegenzuwirken. Erwähnt ist in diesem Sinne bereits die Wasser-Ballastgewinnung, die jedoch heute praktisch noch nicht restlos durchgearbeitet, wenn auch theoretisch leicht zu lösen ist. Es ist auch möglich, das Schiff dynamisch mit Hilfe der Ruder in der aus navigatorischen Rücksichten allein erwünschten Fahrthöhe zu halten. Hiervon wird jedoch selten oder nur ungern Gebrauch gemacht, weil ein sog. »leichtes« Schiff sich im allgemeinen schlecht steuert und infolge der Schräglage an Geschwindigkeit einbüßt. Dieser Gasverlust ist somit proportional dem Brennstoffverbrauch, und zwar beträgt er naturgemäß für die ganze Fahrt $\frac{B}{a}$ (m³).

Es ist wohl auch anzunehmen, daß die Saug- und Druckverhältnisse, die an der Oberfläche des Luftschiffs während der Fahrt herrschen und deren Größe abhängig von der Geschwindigkeit ist, ihrerseits Einfluß auf die Gasverluste infolge Durchlässigkeit der Zellenwände ausüben. Hierüber liegen keine Versuche vor, es ist aber soviel sicher, daß sie im Verhältnis zu den Gasverlusten entsprechend dem Brennstoffverbrauch verschwindend gering sind und daher außer Anrechnung bleiben können.

Bedienungspersonal.

Zu den Betriebssausgaben rechnen die Gehälter des Bedienungspersonals. Im allgemeinen ist die Stärke der Mannschaft abhängig von der Schiffsgröße. Eine genaue Norm, wie diese Kosten in Ansatz zu bringen sind, läßt sich für die einzelne Fahrt schlecht geben. Die Kopfstärke wird, soweit luftmännisches Personal in Frage kommt, nicht sehr bei den einzelnen Schiffsgrößen schwanken. Sie wird mehr davon abhängig sein, ob infolge kurzer oder langer Fahrt mit einfacher, doppelter oder dreifacher Wache gefahren werden muß. Auch das Maschinenpersonal wird sich mehr nach der Anzahl gesonderter Maschinenaggregate als der im Schiff vorhandenen Gesamtantriebsleistung richten.

Zur Beurteilung der Betriebsausgaben bleibt noch die Frage nach Größe des Schiffs offen, denn hiernach richtet sich der Anschaffungspreis, die Ausgaben für Amortisation, Anlagewerte, Instandhaltung, Reparaturkosten usw. Es ist also in jedem Falle erwünscht, mit einem möglichst kleinen Schiff auszukommen, und es wäre nunmehr der Zusammenhang von Geschwindigkeit und Schiffsgröße zu erörtern.

Schiffsgröße.

Die bisherigen Ableitungen gelten zwar für irgendein beliebiges Luftschiff, setzen aber voraus, daß die Maschinenanlage stets in solcher Stärke vorhanden ist, wie man sie gerade zur Erreichung der höchsten Transportleistung und für die gewünschte Geschwindigkeit braucht. Da sich nun ein Luftschiff theoretisch so weit verkleinern läßt, bis schließlich die Hubkraft nur gerade noch hinreicht, um die Totlast auszugleichen, also eine Transportleistung nicht zu erzielen ist, da anderseits mit der Vergrößerung, die zur Erreichung einer bestimmten Geschwindigkeit erforderliche Maschinenleistung und der Brennstoffverbrauch wächst, so kann man sich mit den vorstehenden Beziehungen noch nicht begnügen; denn es ist sehr wohl denkbar, daß Transportleistungen, die für ein bestimmtes Schiff ein Optimum sind, durch ein anderes unter günstigeren Bedingungen bei gleicher Geschwindigkeit erreicht werden, ohne daß sie bei diesem wieder ein Optimum sind. Zur Klärung dieser Verhältnisse wird es erforderlich festzustellen, welchen Einfluß die Geschwindigkeit in bezug auf Gewicht und Schiffsgröße ausübt.

Die Hubkraft des Schiffes muß ausreichen, um das Gewicht des Schiffskörpers, der Maschinenanlage, des Brennstoffs und der Transportlast auszugleichen. Es ergibt sich also

$$H = T + M + B + Q.$$

Sämtliche Glieder dieser Gleichung sind auf die beiden variablen V und v zurückzuführen.

Die Bewertung von T beruht auf reiner Erfahrung, und es ist schwer, ein einwandfreies Bild zu erhalten. Man kann annehmen, daß

Digitized by Google

das Gewicht des Schiffskörpers sich etwa mit der $\frac{2}{3}$ Potenz des Volumens bis etwa proportional dem Volumen ändert. Wie später gezeigt werden wird, kann man für die vorliegenden Untersuchungen $T = k\,V^{4/3}$ mit hinreichender Genauigkeit setzen. Der Ausdruck für M läßt sich mit Hilfe von Gleichung (20) und (6) in die Form bringen:

$$M = i\,e\,V^{2/3}\,v^3 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (30)$$

Ist die Streckenlänge gegeben, so läßt sich auch B durch einen Ausdruck ersetzen, der nur V und v als Unbekannte enthält. Aus $B = \frac{e\,N_e\,t}{3600}$ folgt für Windstille mit $t = \frac{S}{v}$:

$$B = \frac{e\,c\,V^{2/3}\,v^2\,S}{3600} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (31)$$

Nimmt man an, daß das Schiff für das Maximum der Transportleistung gebaut sein soll, so ist nach früherem $Q = B$ zu setzen. Da nun $H = a\,V$ ist, so geht Gleichung (29) über in

$$a\,V = k\,V^{4/3} + i\,c\,V^{2/3}\,v^3 + \frac{2\,e\,c\,V^{2/3}\,v^2\,S}{3600} \quad \ldots \quad (32)$$

Nimmt man zur weiteren Vereinfachung an Stelle von $T = k\,V^{4/3}$ an, daß $T = k_1\,V^{2/3}$, so erhält man die sehr einfache Form

$$V = \frac{1}{a^3}\left(k_1 + i\,c\,v^3 + \frac{e\,c\,v^2\,S}{1800}\right)^3 \quad \ldots\ldots \quad (32a)$$

Wird keine Rücksicht auf das Maximum der Transportleistung gelegt, wird also $Q \lesseqgtr B$ gewählt, so ist eine einfache Form in der Art von Gleichung (32a) nicht möglich, und man ist gezwungen, durch gewisse Kunstgriffe die richtige Größe von V aus der Gleichung

$$a\,V = k\,V^{4/3} + i\,c\,V^{2/3}\,v^3 + \frac{e\,c\,V^{2/3}\,v^2\,S}{3600} + Q \quad \ldots \quad (33)$$

zu finden.

Es muß noch einmal besonders hervorgehoben werden, daß die Gleichungen (32), (32a) und (33) nur für Überschlagsrechnungen anzuwenden sind, wie man sie etwa zur Aufstellung einer Rentabilitätsrechnung im voraus verwenden darf. Man muß sich darüber klar sein, daß der Exponent des ersten Ausdrucks und die Koeffizienten völlig vom Konstrukteur abhängen. Es wird deshalb nötig sein, im folgenden näher auf sämtliche bisher benutzten Koeffizienten einzugehen.

Koeffizienten.

a = Koeffizient der Hubkraft (kg/m³).

Der Koeffizient a ist gleich der Tragkraft von 1 m³ des Traggases in kg. Er ist in weitem Maße abhängig von Luft- und Gastemperatur, Luftdruck, Gasdichte und relativer Feuchtigkeit. Er ergibt sich mit den von Prof. Eberhardt angewendeten Bezeichnungen zu

$$a = \frac{b}{2{,}1525\,T}\left(1 - 0{,}377\,\frac{b_0}{b} - s\,\frac{T}{T_1}\right) \quad \ldots\ldots \quad (34)$$

(S. Prof. C. Eberhardt »Luftschiffahrt« und Prof. Dr. R. Emden, »Grundlagen der Ballonführung«.)

Er ist somit stark veränderlich, und es ist zur Bestimmung des geeigneten Schiffstyps nötig, möglichst genau die in Frage kommenden Durchschnittsfaktoren, nämlich Luft- und Gastemperatur, Luftdruck, Gasdichte und relative Feuchtigkeit zu kennen. Als brauchbaren Rechnungswert für gutes Gas kann man in Seehöhe annehmen für

Wasserstoff $a_w = 1{,}16 \div 1{,}17$ kg/m³,
Helium $a_h = 1{,}07 \div 1{,}08$ kg/m³.

b = spezifischer Brennstoffverbrauch (kg/PSh).

Der spezifische Brennstoffverbrauch ist ein Charakteristikum eines jeden Motors. Es wird verlangt, daß er ein Minimum wird für diejenige Tourenzahl und Leistung und diejenige Luftdichte, die man als Durchschnittswerte für die Arbeitsbedingungen des Motors ansieht. Das Minimum des Benzinverbrauchs heutiger Motoren liegt bei etwa 180 g/PSh, das des Ölverbrauchs bei etwa 8 g/PSh. Man kann deshalb für allgemeine Rechnungen etwa $b = 0{,}2$ kg/PSh ansetzen.

c = Widerstandskoeffizient $\left(\frac{\text{kg}\cdot\text{s}^2}{\text{m}^4}\right)$.

Der hier als Widerstandskoeffizient bezeichnete Beiwert ergibt sich unter Berücksichtigung der Gleichungen (6) und (8) zu $c = \frac{\xi\,\gamma}{75\,\eta\,g}$.

Der Ausdruck $\frac{\xi\,\gamma}{g}$ (s. u. a. »Hütte« 22, I, 359) wurde mit dem Faktor $\frac{1}{75\,\eta}$ zusammengefaßt, weil alle Angaben der Literatur über ausgeführte Luftschiffe immer nur die effektive Bremsleistung der Motore verzeichnen, nicht aber den Wirkungsgrad der Getriebe und Propeller. Es schien daher besser, die unbekannte Größe c im ganzen zu finden und später zu verwenden, als die Ungenauigkeit durch Zerlegung in Faktoren zu vergrößern. Aus den bekanntgegebenen Daten über Schütte-Lanz- und Zeppelinschiffe ist für moderne Typen aus $N = c\,V^{2/3}\,v^3$ ein Wert von etwa $c = 3 \cdot 10^{-5}$ zu ermitteln (s. Zahlentafel II). Mit einem $\eta = 0{,}75$ würde sich hieraus ein ξ von etwa 0,0127 ergeben. Dieser Wert ist naturgemäß größer als bekanntgegebene Widerstandsbeiwerte von Schiffsmodellen, weil er sich ja auf das gesamte Schiff mit Leitwerk, Gondeln usw. bezieht, während Windkanalmessungen im allgemeinen nur an Rumpfmodellen vorgenommen wurden.

Zahlentafel II.

Typ	V cbm	N_e PS	v m/s	$V^{2/3}$	v^3	$V^{2/3}v^3 \cdot 10^{-6}$	$c \cdot 10^{-5}$
k	20800	540	20,5	756	8615	6,5	8,31
l	22140	540	20	790	8000	6,32	8,55
m	22470	630	23,4	796	12813	10,2	6,18
n	25000	630	22,5	855	11391	9,74	6,47
o	24900	630	23,6	853	13144	11,21	5,62
p	31900	840	26,7	1006	19034	19,15	4,39
q	35800	960	26,5	1086	18610	20,2	4,86
r	55200	1440	28,7	1450	23640	34,28	4,20
s	55500	1200	27,7	1457	21254	30,97	3,87
t	55800	1200	28,9	1460	24138	35,24	3,41
u	55800	1200	29,9	1460	26731	39,03	3,07
v	56000	1200	30,2	1464	27544	40,32	2,98
w	68500	1200	28,6	1674	23394	39,16	3,86
x	62200	2030	36,4	1570	48229	75,72	2,68
y	20000	960	36,8	737	49836	36,73	2,61
z	22550	960	35,4	798	44361	35,41	2,71
b	25000	740	24,5	855	14710	12,57	5,88
c	32500	840	23,6	1018	13140	13,39	6,28
d	35100	840	25,9	1072	17370	18,63	4,51
e	38800	960	26,9	1146	19465	22,31	4,30
f	56350	1200	28,5	1470	23150	34,02	3,53
g	63800	2240	34	1597	39300	62,76	3,57
h	78000	2240	32,5	1821	34330	65,51	3,58

Typ k—z Zeppelin-Schiffe,
» b—h Schütte-Lanz-Schiffe.

Die Größe von c ist starken Schwankungen unterworfen. Sie ist beeinflußt durch Formgebung und Beschaffenheit der Oberfläche des Schiffsrumpfes, durch Anzahl und Größe der Leitwerksflächen, durch Anordnung und Beschaffenheit der Gondeln usw. Bei der Ermittlung von c aus den Daten gebauter Schiffe hat man auch zu berücksichtigen, daß das Schiffsvolumen ausschließlich nach dem Gasraum angegeben wird, während der Widerstand sich auf das äußere Schiffsvolumen bezieht. Nun kann man aber das äußere Schiffsvolumen, ohne großen Fehler zu machen, bei ähnlichen Schiffen als ein konstantes Vielfaches des inneren Volumens ansehen. Bei den ermittelten Werten in Zahlentafel II ist dieser konstante Vervielfältigungsfaktor in c bereits enthalten.

e = Bruttobetriebsmittelverbrauch (kg/PSh).

Dieser Wert setzt sich zusammen aus dem spezifischen Brennstoffverbrauch und dem Gewicht der Behälter und Leitungen bezogen auf 100 kg (s. später unter l), so daß $e = b\left(1 + \frac{l}{100}\right)$. e ist angenommen mit 0,214 kg/PSh.

i = Gewichtsbeiwert der Maschinenanlage (kg/PS)
(s. hierzu Gleichung (20).

Der Wert von $i = M : N_e$ ist naturgemäß nicht konstant. Außer vom Typ und der Qualität der Motoren hängt er davon ab, ob die Gesamtleistung durch große oder kleine Motoren, durch viel oder wenig Einzelaggregate erreicht wird. Werte ausgeführter bzw. errechneter Anlagen ergaben folgende Zugehörigkeit:

Zahlentafel III.

N	500	1200	2400	3000	3900 PS
i	5,1	4,4	4,3	4	3,95 kg/PS.

Digitized by Google

Obwohl nun bei diesen Zahlen keine Rücksicht auf Einheitlichkeit bezüglich der Stärke der einzelnen Motoren oder Anzahl der Aggregate genommen wurde, ergeben sie, in Abb. 5 aufgetragen, doch eine recht gut verlaufende Kurve, und man wird wohl hiernach zu der Behauptung berechtigt sein, daß das Maschinengewicht,

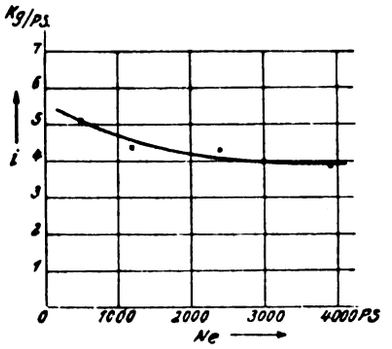


Abb. 5.

bezogen auf die Leistung, um so größer wird, je kleiner die Gesamtleistung ist. Für die späteren Rechnungen ist $i = 4$ kg/PS angenommen. (Fortsetzung folgt.)

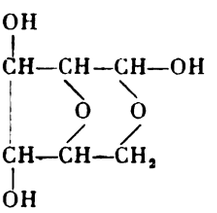
Über Zellulose und die Verwendung von Zelluloseestern in der Flugtechnik.

Von E. Rackwitz.

46. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt e. V., Berlin-Adlershof.

Die Zellulose bildet den wichtigsten Baustoff der Pflanzenzellen. Sie findet sich in der Natur in reinster Form in Gestalt der Baumwolle, während die Hölzer Zellulose in mehr oder minder reiner Form darstellen; es sind durchschnittlich 40 bis 60 proz. Zellulose, begleitet von einer Reihe anderer Stoffe wie Lignin, Pektinen, Farbstoffen usw.; in älteren Pflanzenzellen finden sich außerdem Ablagerungen von Kieselsäure, Kalziumoxalat, Harzen, Ölen u. dgl. Die Gesamtheit dieser Verunreinigungen machen für gewisse technische Verwendungen eine durchgreifende chemische Reinigung der Zellulose erforderlich. Man verfährt dabei im allgemeinen nach dem sogenannten »Sulfitverfahren«. Durch mehrstündiges Erhitzen des zerkleinerten, von der Rinde befreiten Holzes mit Kalziumbisulfit unter erhöhtem Druck werden die »inkrustierenden Substanzen« des Holzes herausgelöst, das Holz erhält ein lockeres Gefüge und kann in Holländern gewaschen, gerissen und schließlich mittels Natriumhypochlorit gebleicht werden. Nach einem anderen Verfahren wird das zerkleinerte Holz bzw. auch Stroh, Baumwolle u. dgl. mit Natronlauge unter erhöhtem Druck einige Stunden erhitzt; entsprechend dem »Sulfitzellstoff« erhält man »Natronzellstoff« neben einer Reihe mehr oder minder wertvoller Produkte wie Essigsäure, Oxalsäure usw.

Die chemische Zusammensetzung der Zellulose entspricht dem Kohlehydrat von der Bruttoformel $(C_6H_{10}O_5)n$, wobei der Exponent n noch unbekannt ist. Als Molekulargewicht nimmt u. a. Skraup 5508 an (d. h. $n = 34$); die Bestimmungen sind jedoch unsicher, jedenfalls aber kommt ein sehr hohes Molekulargewicht in Frage. Die einfachste Bruttoformel wäre $C_6H_{10}O_5$, entsprechend der prozentualen Zusammensetzung C = 44,2, H = 6,3, O = 49,5. Nach einer von Green und Perkin aufgestellten und vielseitig anerkannten Strukturformel hat man sich den Aufbau des Zellulosemoleküls folgendermaßen zu denken:



Das würde dem Aufbau gewisser Zucker entsprechen.

Die Zellulose wird durch Alkalien (z. B. Natronlauge), Säuren und Oxydationsmittel chemisch verändert. Einige der durch Säureeinwirkung aus Zellulose entstehenden Produkte haben außerordentlich große technische Bedeutung erlangt

Durch Einwirkung von Säuren auf Zellulose unter bestimmten Bedingungen entstehen sogenannte Säureester. Die Ester sind von den Säuren ableitbar dadurch, daß man den vertretbaren Wasserstoff der Säure gegen Alkoholreste austauscht, wie auch Salze durch Austausch des Wasserstoffs gegen Metall entstehen also z. B.:

Bei Ersatz des vertretbaren Wasserstoffatoms der Salzsäure (HCl) durch ein Metall, z. B. Natrium (Na), entsteht Natriumchlorid (NaCl)

$$HCl + Na \rightarrow NaCl + H$$

oder ebenso aus:

$$\underset{\text{Salpetersäure}}{HNO_3} + Ka \rightarrow \underset{\text{Kaliumnitrat}}{KNO_3} + H$$

oder entsprechend bei Ersatz des vertretbaren Wasserstoffatoms der Salpetersäure durch einen Alkoholrest, z. B. des Äthylalkohols (C_2H_5OH), entsteht aus Salpetersäure (HNO_3) der Salpetersäureester des Äthylalkohols (C_2H_5) NO_3.

$$HNO_3 + C_2H_5 \cdot OH = C_2H_5NO_3 + H_2O.$$

Unter den Verbindungen der Zellulose mit Säuren sind besonders bedeutungsvoll einerseits die Salpetersäureester (Verbindungen der Zellulose mit einer anorganischen Säure) und anderseits die Essigsäureester (Verbindungen der Zellulose mit einer organischen Säure).

Wird z. B. Baumwolle mit einem geeigneten Gemisch von Salpeter- und Schwefelsäure behandelt, so erhält man schwachnitrierte Zellulosen, welche in einem Gemisch von Alkohol und Äther löslich sind und als Kollodium vielseitige Anwendung in der Chirurgie, Photographie, Sprengstofftechnik usw. finden. Gelatiniert man die Kollodiumwolle mit Kampher und Alkohol und unterwirft diese Masse warm einer Pressung, so erhält man das aus Kampher und Nitrozellulose bestehende »Zelluloid«. Zellulose-Salpetersäureester von höherem Nitrierungsgrad sind die Bestandteile der Schießbaumwolle (auch Schießwolle oder Pyroxylin), die weiterhin durch Lösung in Alkohol, Äther oder auch in Azeton und unter gewissen Zusätzen als plastische Massen das rauchlose Pulver bilden.

Die Verbindungen der Zellulose mit Essigsäure, die Azetylzellulosen, übertreffen in ihren wertvollen Eigenschaften noch weithin diejenigen der Nitrozellulosen. Es können beispielsweise solche Azetylderivate hergestellt werden durch Behandeln von Zellulose mit Eisessig (d. i. konzentrierte Essigsäure) und Essigsäureanhydrid bei Gegenwart von wenig Schwefelsäure und gewissen katalysatorisch wirkenden Salzen. Die Azetylierung geht dabei nach der Gleichung vor sich.

$$\underset{\text{Zellulose}}{C_6H_{10}O_5} + 3\,\underset{\text{Essigsäureanhydrid}}{CH_3(CO_2)O} = \underset{\text{Acetylzellulose}}{C_6H_7O_5(CH_3CO)_3} + 3\,\underset{\text{Essigsäure}}{CH_3COOH}$$

Durch besondere Wahl in der Art der Herstellung kann man Azetylzellulosen von ganz verschiedenem Aussehen und Beschaffenheit erzielen. Der Essigsäuregehalt der Zelluloseazetate schwankt zwischen 48,7 und 52,6 vH. Azetylzellulosen verbrennen unter Schmelzen mit kleiner Flamme im Gegensatz zu Nitrozellulosen, die explosionsartig verpuffen. In Wasser sind Azetylzellulosen im allgemeinen unlöslich und ebenfalls werden sie von verdünnten Säuren und Alkalien nicht angegriffen. Kleine Änderungen besonders in bezug auf Temperatur und Dauer der Azetylierung beeinflußen die Qualität, besonders aber die Löslichkeit der hergestellten Azetylzellulosen in organischen Lösungsmitteln.

Lösungen sowohl von Azetylzelluloseestern als auch von Nitrozelluloseestern haben ein ungeheueres Verwendungsgebiet als Lacke und Überzüge für verschiedenste Gegenstände aus Holz, Metall, Gewebe, Papier u. dgl., die man bestrebt ist zu schützen, zu färben, glänzend oder undurchdringlich zu machen oder die man ganz allgemein vor Feuchtigkeit und atmosphärischen Einflüssen bewähren möchte, gefunden. Diese Lacke setzen sich hauptsächlich aus folgenden Bestandteilen zusammen:

1. Aus Zelluloseester, gelegentlich unter Zusatz gewisser plastischer Massen,
2. aus einem oder mehreren flüchtigen Lösungsmitteln für Zelluloseester,
3. aus Verdünnungsmitteln, welche keine Lösungsmittel für Zelluloseester zu sein brauchen,
4. aus weniger flüchtigen Lösungsmitteln für Zelluloseester, welche in Wasser unlöslich sind.

Während die Verdünnungsmittel fehlen können, ist das Vorhandensein schwer flüchtiger Lösungsmittel erforderlich, da sie den Trocknungsprozeß verlangsamen und damit verhindern, daß eine zu große Abkühlung der überzogenen Fläche infolge zu schneller Verdunstung des Lösungsmittels erfolgt. Die Abkühlung würde zu einer Wasserkondensation und dadurch zu einer Ausfällung des Zelluloseesters führen, da sich das Wasser in den flüchtigen Lö-

Digitized by Google

sungsmitteln des Zelluloseesters lösen würde (äußerlich kenntlich durch Auftreten weißer Flecke in der glänzenden Lackschicht). Trotz Anwesenheit solcher schwer flüchtiger Lösungsmittel muß aber zur Erzielung einer nicht getrübten gleichmäßigen Haut das Trocknen solcher Lacke in unbedingt trockener Luft vorgenommen werden.

Die Zelluloseesterlösungen sind je nach ihrer Konzentration und sonstigen Beschaffenheit mehr oder weniger viskos, klar und durchsichtig. Es werden in der Technik Streichlacke von einer Konzentration von 3—5 vH und ca. 15proz. Tauchlacke verwendet. Als Lösungsmittel für Nitrozellulosen kommen technisch u. a. Methylalkohol, Mischungen von Alkohol und Äther, Azeton und Amylazetat in Frage. Als brauchbare flüchtige Lösungsmittel für Azetylzellulosen können angeführt werden Azeton, Chloroform, Tetrachloräthan, Methylformiat, Athylazetat eventuell unter Zusatz von einigen Prozenten Methylalkohol usw. Unter den zahlreichen weniger flüchtigen Lösungsmitteln sind zu nennen: Azetessigester, Azetylentetrachlorid, Pyridin, Triazetin u. a. m. Tetrachloräthan ist für Zelluloseazetate das idealste Universal-Lösungsmittel, jedoch kann seine Anwendung wegen der erheblichen Giftigkeit seiner Dämpfe nur bedingt erfolgen.

Die Anwendung der Nitrozelluloselacke in der Technik konnte wegen ihrer außerordentlichen Feuergefährlichkeit nur begrenzt geschehen. Nitrozelluloselacke werden nur noch im allgemeinen unter der Bezeichnung Kristallack, Zaponlack, Amyllack u. dgl. zum Überziehen polierter Gegenstände aus Metall u. a. verwendet. Seit etwa 20 Jahren fabrikatorisch hergestellt, haben die nur mit schwacher Flamme brennbaren und auch in anderer Hinsicht wertvollen Azetylzelluloselacke ihre Weltbedeutung während des Krieges erlangt. Während der Absatz dieser Lacke vorher immerhin noch recht gering war, steigerte er sich während der Kriegszeit zu ganz gewaltigen Dimensionen, da die Azetylzelluloselacke oder kurz Zellonlacke, Zellemite, Zellite u. dgl. oder auch in französischer Bezeichnung »Emmaillite« »Die Flugzeuglacke« waren und sind.

Als wichtigstes Verwendungsgebiet der Azetylzelluloselacke in der Flugzeugindustrie kommt die Imprägnierung der auf Rahmen aus Holz oder Stahlrohren gespannten Flugzeugtragflächen in Frage.

Diese Gewebe müssen bestimmten Anforderungen genügen. Neben einem gewissen Grad an Elastizität und Undurchlässigkeit müssen die Gewebe besonders reißfest sein; starke Temperaturänderungen und andere Witterungseinflüsse u. a. auch starke Sonnenbestrahlung dürfen kein Verwittern oder Brüchigwerden der Stoffe herbeiführen. Die Gewebe müssen möglichst leicht sein, um das Gewicht des Flugzeugs nicht wesentlich zu erhöhen, und ist es außerdem erforderlich, daß die Bespannung eine unbedingt einheitliche und straffgespannte glatte Oberfläche besitzt, um die Reibung der Luft an den Tragflächen möglichst herabzusetzen.

»Die Gewebe bestehen aus Leinen, Baumwolle, Ramie oder Seide. Leinen und Seide werden besonders bevorzugt. Die Imprägnierung mit Kautschuk macht Schwierigkeiten, da die gummierten Gewebe 200—250 g auf den m² wiegen und dennoch nicht erheblich undurchlässig sind; außerdem ist gummierte Leinwand dehnbar und verursacht leicht eine Formänderung der Tragflächen. Ferner ist ihre Oberfläche verhältnismäßig rauh und setzt daher der Luft großen Widerstand entgegen. Schließlich wird sie unter dem Einfluß von Sonnenlicht, Hitze und Feuchtigkeit sehr leicht porös und brüchig.«

Das Imprägnieren mit Lacken aus Zelluloseestern, besonders Zelluloseazetat bedeutet dagegen einen außerordentlichen Fortschritt der nicht wenig zu der großartigen Entwicklung der Luftfahrt beigetragen hat.

Die mit Zelluloselacke imprägnierten Gewebe erfüllen im hohen Grade die an sie gestellten Anforderungen.

Mit der außerordentlichen Widerstandsfähigkeit der Azetylzellulosen gegen Witterungseinflüsse verbindet sich eine absolute Ölfestigkeit, Benzinfestigkeit, Oberflächenglätte und viele andere wertvolle Eigenschaften. Die mechanische Prüfung der mit Azetylzellulosen imprägnierten Gewebe ergab eine bedeutende Erhöhung der Widerstandsfähigkeit in bezug auf Reißfestigkeit und Dehnbarkeit. Die Azetylzelluloselacke verursachen beim Trocknen außerdem ein Spannen der Gewebe und machen sie dadurch straff und undurchlässig.

Die Azetylzelluloselacke lassen sich für die verschiedensten Zwecke nutzbar machen. Durch besondere Wahl ihrer Zusammensetzung lassen sich Viskosität, Klebkraft, Dehnbarkeit, Elastizität, Farbe usw. außerordentlich verändern und für das jeweilige Verwendungsgebiet besonders geeignet machen. Solche Azetylzelluloselacke werden unter den verschiedensten Bezeichnungen, wie z. B. »Zellon«-Lacke, »Zellemit« u. a. in folgenden Formen in den Handel gebracht:

1. Normaler Flugzeuglack von hoher Viskosität,
2. dünnflüssiger Flugzeuglack von geringerer Konzentration, der ein besonders schnelles und bequemes Arbeiten gestattet und keine Verdünnung eines stark konzentrierten Flugzeuglackes mit Verdünnungsmitteln erfordert,
3. Unbrennbarer Flugzeuglack, bei dem nur außerordentlich niedrig siedende, unbrennbare Lösungsmittel zur Herstellung angewandt werden,
4. Klebelacke zum Bekleben der Bänder auf den Nähten der Tragflächen,
5. Bezeichnungslacke in allen Farben,
6. farbige Spannlacke von geringer Beschwerde, großer Spannfähigkeit und großer mechanischer Festigkeit,
7. Holzlacke zum Überzug aller Holzteile,
8. Metallacke farblos, schwarz, farbig und bronzefarbig zum Schutze der Metallteile.

Die Verwendung gefärbter Imprägnierungslacke bzw. die Anwendung mehrerer Lackanstriche, von denen die ersten farblos, der letzte gefärbt ist, hat sich als besonders geeignet erwiesen, da Versuche ergeben haben, daß die Stärke der Einwirkung chemisch wirksamer Lichtstrahlen und die Zerstörung der Lacke in unmittelbarem Zusammenhang stehen.

Auch für die Imprägnierung von Freiballon- und Luftschiffhüllen, insbesondere in bezug auf Undurchlässigkeit für Gas und Wetterbeständigkeit kommen zurzeit nur noch Azetylzelluloselacke besonderer Zusammensetzung in Frage; gummierte oder mit Leinölfirnis u. dgl. getränkte Gewebe werden nur noch in vereinzelten Fällen benutzt.

Es ergeben sich ferner zahlreiche andere Anwendungsmöglichkeiten der Azetylzellulosen in der Flugzeug- und Luftschiffindustrie. Zu ihnen gehört auch der Versuch, ein unsichtbares Flugzeug herzustellen. Flugzeuge und Luftschiffe sind u. a. mit Fenstern aus Azetylzelluloseplatten oder auch sogenannten armierten Gläsern versehen, die zwischen zwei Glasplatten eine dünne Schicht von Azetylzellulose besitzen und dadurch den Vorteil des Nichtsplitterns erhalten.

Bücherbesprechung.

Grundzüge aus der technischen Schwingungslehre. Von Prof. Dr.-Ing. Otto Föppl, Braunschweig, Technische Hochschule, Verlag von Julius Springer, 151 S. mit 106 Abb.

Das kleine, einführende Werk bringt in anschaulicher und in seiner Zusammenfassung der einzelnen Kapitel neuen Weise einen Auszug aus den Vorlesungen des Verfassers über dieses Gebiet an der Technischen Hochschule in Braunschweig. In den ersten drei Kapiteln werden die eigentlichen Grundzüge der technischen Schwingungslehre erklärt und von verschiedenen Seiten beleuchtet. Auf die ein- und mehrgliedrigen Schwingungsanordnungen folgen die »unendlich vielgliedrigen Schwingungsanordnungen«, die mit »Wellenbewegungen« bezeichnet sind, und welche die Molekülbewegungen unter dem Einfluß molekularer Kräfte zu verfolgen gestatten.

Im nächsten Kapitel ist die geringe Bedeutung der Dämpfung bei den meisten technisch wichtigen Schwingungsvorgängen durch die Tatsache erhärtet, daß der Unterschied in der Schwingungsdauer zwischen gedämpfter und ungedämpfter Schwingung unter 1 vH bleibt, falls die Dämpfung nicht sehr groß ist.

Besondere Beachtung verdient Kapitel VII, welches wichtige Fragen der Schwingungsfestigkeit behandelt, die besonders heute jeder Flugzeugkonstrukteur bei der Wahl seines Konstruktionsmaterials beachten sollte. Mit Recht wird darauf hingewiesen, daß der immer noch bestehende Notbehelf, zur Beurteilung eines Schwingungen ausgesetzten Materials die Bruchfestigkeit an Stelle der Schwingungsfestigkeit heranzuziehen, selbst unter Benutzung eines entsprechend hohen Sicherheitsgrades insofern nicht ungefährlich erscheint, als das Verhältnis der Bruchfestigkeit zur Schwingungsfestigkeit für verschiedene Stoffe sehr variabel ist, beispielsweise schon für Edelstahl ein ganz anderes als für gewöhnlichen Stahl. Noch eine Fülle für den Praktiker wertvoller Anregungen bietet gerade dieser Abschnitt.

Wie alle Kapitel, so ist auch dieses mit einer großen Zahl übersichtlicher und anschaulicher Abbildungen und Photographien versehen. Auch der nicht mehr mit dem ganzen mathematischen Rüstzeug versehene Ingenieur vermag dem Buch manche wertvollen Lehren zu entnehmen. **Thalau**

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [11] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Tschecho-Slowakische Flugzeug-Industrie auf der Prager Ausstellung: 3 Firmen, die älteste Gebr. Bondy in Prag.

Von der Firma Smolik ist bemerkenswert das Rennflugzeug Sm 8, das mit einem 450 PS-Napier 320 km/h erreicht.

Von den Aero-Flugzeugwerken ist Verkehrsflugzeug Ae 10 als Limusine für 5 Reisende gebaut, ist jedoch schon mit 17 Personen geflogen. — L' industrie aéronautique; L' Aéronautique **6**, Nr. 60 vom Mai 1924, S. 97 bis 99 (4 Sp., 1 Skizze, 7 Lichtb. tschechischer Flugzeuge, 1 Lichtb. d. 60 PS-Walter Motors, 1 Zahltaf.); auch: Les monoplans Avia (Miloš Bondy) und: La technique des monoplans surbaissés »Avia« (Bondy frères); L'Aérotechnique **2**, Nr. 17 (Beiblatt zur vorgenannten Nr.), S. 61 (1 S. mit 7 × 3 Flugzeugrissen) bzw. S. 63 bis 64 (3 Sp., 5 Skizz. v. Einzelteilen); auch The Third International Aero Show at Prague, Abschnitt: Czecho-Slovakia; Flight **16**, Nr. 806 (23) vom 5. Juni 1924, S. 359 bis 363 (6 Sp., 9 Lichtb. v. Flugzeugen, mehrfache Zahlenangaben); vgl. auch unter gleicher Überschr. ebenda Nr. 808 (25) vom 19. Juni 1924, S. 395 bis 401 (12 Sp., 10 Lichtb. v. Flugzeugen, 10 Skizzen der Einzelausführungen). *El., Kr., E.* 41101.

Zahlentafel zu 41101.

Muster	Zweck	Zahl der Tragdecken	Zahl der Sitze	Motorart	Leistung PS	Spannweite m	Länge m	Fläche m²	Leergewicht kg	Fluggewicht kg	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS	Flächenleistung PS/m²	Höchstgeschw. km/h
I. Bondy-Tiefdecker (ausgenommen BH 7 b).														
BH 1 . . .	Sport	1	2	Gnôme	50	10,08	5,70	10,4	270	490	47	10	4,8	137
BH 3 . . .	Jagd	1	1	BMW	185	10,24	6,98	15,8	777	1024	65	5,5	11,9	230
BH 5 . . .	Reise	1	2	Anzani	70	9,80	6,50	14,0	337	575	41	8,2	5,0	150
BH 7 b. . .	Renn	1	1	Hispano	375	9,00	6,84	13,0	815	1005	77	2,3	28,8	300
BH 9 . . .	Schul u. Sport	1	2	Walther	60	9,72	6,64	13,6	345	550	40,4	9,2	4,5	155
BH 10 . . .	Kunstflug	1	1	»	60	8,80	5,42	9,8	290	415	42,3	6,9	6,1	160
BH 11 . . .	Nachrichten	1	2	»	60	9,72	6,04	13,6	345	550	40,4	9,2	4,5	155
BH 12 . . .	Reise	1	2	»	60	9,72	6,60	13,6	300	500	36,8	8,3	4,5	150
BH 16 . . .	—	1	1	Blackburne	(700 cm³)	9,50	5,45	10,6	125	215	20,3	—	—	120
BH 17 . . .	Jagd 5 km in 15 min	2	1	Hispano	300	8,86	6,73	21,2	815	1125	53,3	3,7	14,2	235
BH 19 . . .	Jagd	1	1	»	300	10,30	7,38	18,1	780	1157	64	3,9	16,5	250
II. Smolik-Flugzeuge.														
Sm 1 . . .	Erkundung	2	2	Hiero	230	12,86	8,31	35,9	861	1371	38,2	6,3	6,4	184
Sm 2 . . .	Erkundung	2	2	Maybach	260	13,00	8,52	38,9	970	1492	38,3	6,1	6,7	186
Sm 3 . . .	Jagd	1	1	BMW	185	10,13	7,08	17,6	700	928	52,7	5,0	10,5	225
Sm 4 . . .	Jagd	2	1	Hispano	220	8,00	6,58	15,2	673	980	61,5	4,5	14,5	230
Sm 5 . . .	Erkundung	2	2	Hiero	230	12,70	7,68	33,3	922	1380	41,4	5,9	6,9	195
Sm 6 . . .	Tages-Bomben	2	2	Maybach	260	15,75	8,85	43,3	1198	1848	43,0	7,5	6,0	186
Sm 7 a . . .	Jagd	2	1	Hispano	300	10,00	7,08	20,8	700	1000	48,0	3,3	14,3	235
Sm 8 . . .	Renn	1	1	Napier	450	11,40	8,30	15,1	1030	1230	74,8	2,7	29,7	320
Sm 12 . . .	Kunstflug	1	1	Hispano	220	9,40	6,58	17,5	673	980	56,0	4,5	12,6	220
Sm 13 . . .	Jagd	2	1	Hispano	300	8,40	6,97	21,2	790	1166	55	3,9	14,1	230
III. Aero-Doppeldecker.														
Ae 2	Jagd	2	1	Hispano	220	7,20	5,45	16,0	538	860	54	3,9	13,7	210
Ae 4	Jagd	2	1	BMW	185	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ae 10 . . .	Verkehr	2	mehr	Maybach	260	14,20	10,14	51,0	1300	2050	40	7,9	5,1	140
Ae 11 . . .	Streife	2	2	BMW	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ae 12 . . .	Streife	2	2	Maybach	260	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ae 22 . . .	Verkehr	2	1 od. 2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ae 18 . . .	Jagd	2	1	BMW	185	7,60	6,40	15,8	631	886	55,8	4,8	11,7	220
Ae 24 . . .	Bomben	2	—	Maybach	2×260	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ae 20 . . .	Jagd	2	1	Hispano	300	9,76	6,75	23,3	750	1100	46,4	3,7	12,8	225
Ae 18/16 . .	—	2	—	BMW	185	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Motoren. Tschechoslowakische Flugmotoren auf der Dritten Internationalen Luftfahrt-Ausstellung in Prag.

Firma	Name	Leistung PS	Bohrung mm	Hub mm	Zylinder-Zahl	Zylinder-Anordnung	Ventile je	Drehzahl Umdr./min	Gewicht kg	Benzin-Verbrauch kg/PSh	Öl-Verbrauch kg/PSh	Kühlung
Breitfeld, Danek i Spol, Prag	Blesk	100	120	140	6	Reihen	2	1400	204	0,23	0,20	Wasser
	Perun I	185	150	180	6	»	2	1400	300	0,20	0,10	»
	Perun II	240	160	190	6	»	2	1400	309	0,20	0,10	»(Höhen)
	—	450	160	190	12	V	4	1400	499	0,20	0,10	—
J. Walther a Spol, Prag	—	60	105	120	5	Stern	—	1400	100	0,23	0,16	Luft
	—	185	150	180	6	Reihen	—	1400	287	—	—	Wasser
	—	240	160	190	6	»	—	1400	304	0,22	0,16	»

— The Aero Show at Prague, Szecho-Slovakia; Flight **16**, Nr. 806 (23) vom 5. Juni 1924, S. 363 bis 365 (4 Sp., 7 Lichtb. v. Motoren 1 Lichtb. v. Aluminium-Gußgehäusen der Skodawerke). *El., E.* 41102.

Digitized by Google

Flugzeuge. Deutsche Flugzeuge auf der Dritten Internationalen Luftfahrt-Ausstellung in Prag.

Name	Bezeichnung	Bauart	Sitze	Motor			Zweck	Länge	Spannweite	Fläche	Flug-Gew.	Leer-Gew.	Nutzlast	Höchst-Geschw.	Steigt auf		Gipfelhöhe	Flächenbelastg.	Leistgs.-belastg.	Flächenleistung	Bemerkungen
				Art	Zahl	PS		m	m	m²	t	t	t	km/h	km	in min	km	kg/m²	kg/PS	m²/PS	
	L 59	ED (Tief)	1	Siemens 5 Zyl.	1	55/60	Sport	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	ähnlich wie L 60
Albatros. .	L 60	ED (Tief)	2	Siemens 7 Zyl.	1	75/80	Sport	5,40	10,30	10,0	0,97	0,37	0,60	165	1,0	8	—	12,3	16,5	0,7	Führer u. Gast 150 kg Benzin und Öl 81 kg
	L 66	ED (Schirm)	2	Haacke 2 Zyl.	1	30/40	Sport	5,50	—	13,5	0,40	0,22	0,18	100	1,0	15	—	unter 2,7	10,0	0,27	Höhe 2,20 m Breite 1,20 m Flugdauer 3 h
Dietrich-Gobiet . .	D P IIa	DD	2	Siemens 7 Zyl.	1	75/80	Schul	5.90	7,20	16,32	0,62	0,40	0,22	160	1,0	6	3,8	3.5	7,7	0,45	Flugweite 525 km
	D P VII a	ED (Schirm)	—	Siemens 5 Zyl.	1	55/60	—	5,97	9,66	13,5	0,51	0,30	0,21	145	1,0	9	2,5	3,5	8,5	0,41	Flugweite 400 km
	»F«	ED (Tief)	—	—	—	—	Verkehr	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
	»K«	ED (Hoch)	1 + 2	Siemens	1	—	Verkehr	8,00	11,0	19,0	0,75	0,50	0,25	160	—	—	—	39,5	—	—	—
Junkers . .	»A«	ED (Tief)	2	Mercedes	1	160	Verkehr	8,40	15,10	28,0	1,50	—	—	170	—	—	—	53,6	9,4	5,7	2 Schwimmer
	»U«	—	—	Junkers 6 Zyl. Reihen luftgek.	1	70	—	7,50	13,00	32,0	—	—	0,86	—	—	—	—	2,5	—	—	—

Flight **16**, Nr. 807 (24) vom 12. Juni 1924, S. 383 bis 386 (6 Sp., 7 Lichtb. deutscher Flugzeuge). *El., E.* 41103.

Flugzeuge. Französische Flugzeuge auf der Dritten Internationalen Luftfahrt-Ausstellung in Prag.

Name	Bezeichnung	Bauart	Sitze	Motor			Zweck	Länge	Spannweite	Fläche	Flug-Gew.	Leer-Gew.	Nutzlast	Höchst-Geschw.	Gipfelhöhe	Flächenbelastg.	Leistgs.-belastg.	Flächenleistung	Bemerkungen
				Art	Zahl	PS		m	m	m²	t	t	t	km/h	km	kg/m²	kg/PS	m²/PS	
Louis Breguet	Breguet XIX	DD ($1^1/_2$)	2	Lorraine Dietrich	1	370/400	Erkundung	9,51	14,83 (oben)	50,0	2,08	1,25	0,83	235	7,0	41,6	5,2	8,0	—
					oder												oder	oder	
				Renault	1	450			11,00 (unten)								4,6	9,0	
Blériot-Spad .	Blériot Spad 81 C 1	DD	1	Hispano Suiza	1	300	—	—	8,80 (oben) 6,40 (unten)	30,0	1,25	0,80	0,45	250	8,0	41,6	4,16	10,0	Staffelung 0,35 m
Dewoitine . .	Dewoitine D 1	ED (Schirm)	—	»	1	300	—	7,55	11,50	20,0	1,24	0,82	0,42	250	9,0	62,0	4,15	14,9	—
Gourdou-Leseurre . .	Gourdou-Leseurre-Schirm	ED (Schirm)	1	»	1	180	Jagd	6,43	9,60	18,8	0,96	0,66	0,30	248	7,5	51,6	5,3	9,7	Höhe 2,37 m
Henry Potez .	XV A 2	DD	2	Lorraine Dietrich	1	370	Erkundung	8,64	12,70	45,0	1,86	1,25	0,61	200	6,2	41,0	4,65	8,4	—

Flight **16**, Nr. 807 (24) vom 12. Juni 1924, S. 380 bis 383 (7 Sp., 6 Lichtb. französischer Flugzeuge, 2 von Teilen). *El., E.* 41104.

Digitized by Google

Aussteller	Bezeichnung	Zweck	Sitze		Motor Art	Motor PS	Länge m	Spannweite m	Fläche m²	Gewicht Leer- kg	Gewicht Flug- kg	Gewicht Nutzl. kg	Geschwindigkeit Höchst- km/h	Geschwindigkeit Mindest- km/h	in Höhe km	in Höhe km/h	Steigzeit auf km	Steigzeit in min	Flugweite km
Bristol	Verkehrsflugzeug	Verkehr	1	10	»Jupiter«	400	12,35	17,5	65,5	1820	3070	—	152	—	1,5	176	1525	13	—
	»Bristol«	Schul	—	—	»Lucifer«	100	7,4	9,46	—	564	790	—	142	—	3,0	131	—	—	—
De Havilland	DH 34	Verkehr	1	10	Napier »Lion«	—	11,9	15,5	55	1530	2860	910	168	—	—	—	—	—	—
	DH 50	»	1	5	Siddeley »Puma«	240	9,06	13,0	40,6	1022	1950	570	—	67	1,0	180	1,0	—	5,4
														(Lande)	1,5	177	1,5		9,6
															2,4	167	2,4		17,9
																	3,0		24,8
Gloucestershire	Mars I	Renn	—	—	Napier »Lion«	—	—	—	—	—	—	—	288	—	—	—	6,0	12	—
	Gloster	»	—	—		—	6,1	6,1	15,3	—	—	1200	308	—	—	—	—	—	—
Handley Page	W 8 B	Verkehr	1	10	1 Rolls Royce Eagle IX »2 Puma«	—	18,3	22,9	136	—	5900	1160	136	—	—	—	—	—	—
Supermarine	»Sea Lion«	Verkehr (Flugboot)	—	—	Napier »Lion«	—	—	—	—	—	—	—	258	—	—	—	—	—	—
	»Sea Eagle«	»	—	—	Eagle IX	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	560
Vickers	»Vulcan«	Verkehr	—	—	Napier »Lion«	—	11,6	15,0	77,5	2000	3070	—	179	74	—	—	—	—	—
	»Vanguard«	»	2	23	2 desgl.	—	16,4	26,8	203	4960	—	8000	160	75	—	—	1,5	21	—
	»Vicking IV«	Verkehr (Flugboot)	—	—	»Lion«	—	—	—	—	—	2730	756	182	163	—	—	—	—	750
					»Eagle«						2550	(Zul. 512)							

Flight 16, Nr. 805 (22) vom 29. Mai 1924, S. 327 bis 331 (9 Sp., 12 Lichtb. englischer Handelsflugzeuge). *El., E.* 41105.

Flugzeuge. Englische Heeresdoppeldecker auf der Dritten Internationalen Luftfahrt-Ausstellung in Prag.

Aussteller	Bezeichnung	Zweck	Besatzung	Motor Art	Motor PS	Länge m	Spannweite m	Fläche m²	Gewicht Leer- kg	Gewicht Flug- kg	Gewicht Nutzl. kg	Geschwindigkeit Boden km/h	Geschwindigkeit in Höhe km	Geschwindigkeit in Höhe km/h	Steigzeit auf km	Steigzeit in min	Gipfelhöhe km	Flugweite km
Armstrong-Whitworth	»Siskin«	Kampf	1	—	—	6,55	8,62	23,5	—	1024	(Zul. 182)	238 (Lande 80)	3,0 6,7	225 209	3,0 6,7	8 25	—	7950
Blackburn	Dart	Torpedo (450 mm)	2	Napier »Lion«	450	—	—	—	—	—	1300	175	—	—	—	—	4,6	—
	Swift		2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Boulton and Paul	Bodmin	—	2	—	—	16,25	21,3	112	3300	—	5000	186	4,6	163	3,0 4,6	16 35,5	4,9	—
Bristol	Jupiter Fighter	Kampf	2	—	—	7,6	12	—	845	1520	—	213	3,0 6,1	216 168	3,0 6,1	8,2 27,5	6,9	—
English Electric Co	P 5, Mark I	—		Rolls Royce	—	15	26	129	3340	5270	1930	166	—	—	3,0	30	4,0	—
Fairey	III D	Wasser	2	»Eagle«	—	—	—	—	—	—	—	—	3,7	185	—	—	5,5	—
Gloucestershire	Mars II	Kampf	1	B R II	230	5,5	8,55	25	800	—	985 (Zul. 182)	203	3,0 4,6	194 176	4,6	21	5,8	480
	Mars VI	»	1	Jupiter	400	8,54	—	25	—	—	—	240	3,0	229	6,1	16,5	7,9	—
				Siddeley »Jaguar«		—	—	—	—	—	—	240	3,0	227	6,1	24,5	7,9	—
	Grouse	»	1	B R II	230	5,8	8,4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Handley Page	»Hanley«	Torpedo	—	Napier »Lion« B R II	230	10,15	14	53,3	—	—	2900	235 (Lande 80)	—	—	—	—	—	—
A. V. Roe	»Avro Lynx«	—	—	Armstrong Siddeley »Lynx«	175	8,83	10,97	30,1	660	—	937 (Zul. 276)	153 (Lande 72)	3,0 4,6	143 127	0,9 1,5 2,4 3,0 4,6 4,9	4,0 7,0 12,5 17,5 38 45	—	—
Vickers	»Victoria«	Truppenbeförd.	2+10	2 Napier »Lion«	—	15,7	26,4	200	4620	—	8220	163 (Min. 77)	—	—	1,5	21	—	—
	»Vernon«	—	—		—	13,4	20,7	123,5	3590	—	5689	192 (Min. 80)	—	—	1,5	11,4	—	—
	»Virginia I«	Nacht-Bomben-Fernflüge	—		—	15,4	26,4	—	4220	—	7570	160 (Min. 73)	—	—	1,5	17,2	200	—
	»Valparaiso«	Aufklärung	2	1 desgl. oder Rolls Royce »Eagle IX«	—	8,84	12,2	—	1420 1430	— --	2150	224 194 (Lande 80)	— 3,0	224 194	3,0 3,0	10,2 16	49	—
	»Vicking IV«	Wachflugboot	4 oder 3	»Lion« oder »Eagle«	—	10,4	15,25	—	1835	—	2630 2540	184 168 (Lande 77)	—	—	1,5 1,5	7,2 12,2	59	—

Flight 16, Nr. 805 (22) v. 29. Mai 1924, S. 306 bis 327 (42 Sp., 49 Lichtb. engl. Heeresflugzeuge, 6 Skizz. v. Einzelteilen, 1 Tafel mit Schattenrissen, 1 Zahlentaf., viele Zahlenangaben. *El., E.* 41106.

Digitized by Google

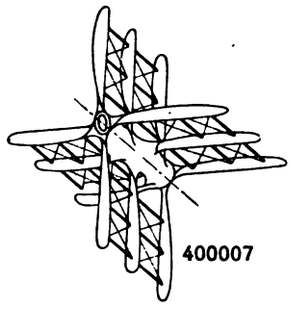
Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

399678/77h, 5. Flugzeug. J. Ksoll, Breslau. B 19. 10. 20. V 12. 8. 24. Unterhalb der Haupttragfläche (bei Dreideckern also zwischen Ober- und Unterdeck), deren Abmessungen in der Flugrichtung und quer dazu in dem bekannten Verhältnis von 1:6 bis 1:10 zueinander stehen, sind schmale Tragflächen vorgesehen, deren Seitenverhältnis 1:30 bis 1:40 ist.

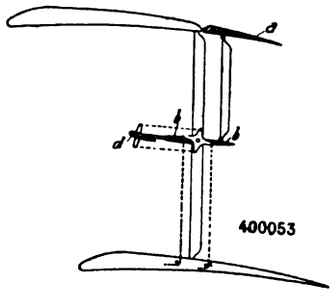
400006/77h, 5. Flugzeug. F. Verdaguer, Balaguer (Span.). B 16. 12. 22. V 31. 7. 24. Bezieht sich auf ein Flugzeug mit 4 Tragflächen oder Tragflächengruppen, die zu zweien vorn und zu zweien hinten um Querachsen drehbar angeordnet sind, und betrifft eine besondere Ausbildung der Steuereinrichtung.

400007/77h, 6. Luftschraube. R. P. Pescara, Barcelona (Span.). B 26. 11. 19. V 11. 8. 24. Die zu mehreren auf einer Nabe



hintereinander angeordneten Flügel bilden mit achsparallelen und diagonalen Versteifungsstreben ein starres Gitterwerk.

400053/77h, 5. Anordnung zur Verringerung der Steuerarbeit bei Hauptflächen, die mittels Hilfsflächen verstellt werden. A. Flettner, Berlin. B 17. 6. 17. V 13. 8. 24. Die Verstellbewegung der Hilfsfläche *d* wird als Drehbewegung um die Drehachse



der Hauptfläche *b* geleitet. Die senkrecht gestrichelten Linien der Abb. sind Steuerzüge, die wagerechten sind Züge, die von dem Kreuz zur Hilfsfläche *d* führen; durch die Verschwenkung der letzteren wird das Hauptruder *b* und zugleich auch die Klappe *a* gesteuert.

400054/77h, 5. Anordnung zur Verringerung der Steuerarbeit bei Hauptflächen, die mittels Hilfsflächen verstellt werden. A. Flettner, Berlin. B 17. 6. 17. V 1. 8. 24. Geschützt ist die Anordnung von Hilfsflächen zugleich vor und hinter der Hauptfläche.

400055/77h, 5. Federnde Flugzeugtragfläche. H. B. von Klösterlein, Halberstadt. B 5. 12. 22. V 13. 8. 24. Der Hauptholm liegt zwischen Nebenholmen; die am Rumpf endigenden Nebenholme stehen mit festen Anschlägen am Rumpf derart in elastischer Verbindung (z. B. durch Gummibänder), daß die Tragfläche um den Mittelholm nach oben und unten ausschlagen kann.

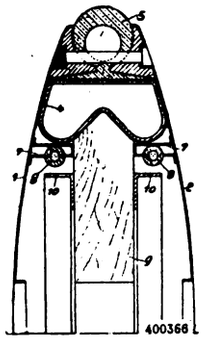
400056/77h, 5. Von Hand verstellbare selbsttätige Gleichgewichtssteuerung. R. Ottenschläger, Graz. B 23. 7. 20. V 1. 8. 24. Bezieht sich auf eine Pendelsteuerung mit selbsttätiger Rückführung; zwischen dem für die Verstellung von Hand dienenden Getriebe und dem vom Servomotor bewegten Gestänge ist ein Differentialgetriebe eingeschaltet, wodurch die Rückführung durch rückläufige Verstellung des den Servomotor in Gang setzenden Schaltgliedes ohne Rückwirkung auf die Lenkung erfolgt.

400368/77h, 5; Zus. zu 397791. Kühler. A. Lamblin, Paris. B 23. 9. 23. V 7. 8. 24. Die Kühlelemente des Hauptpatentes haben dadurch eine weitere Ausbildung erfahren, daß sie aus einer Mehrzahl flacher Rohre zusammengesetzt sind, die Ringform aufweisen und in einer Ebene einander umschließen.

400364/77h, 5. Tragflächenanordnung für Großflugzeuge. A. L. McKelvey, St. Louis (V. St. A.). B 16. 1. 23. V 5. 8. 24. Eine Konstruktion, die bei sog. entlasteten Flugzeugen, die mit Traggasbehältern ausgestattet sind, Anwendung finden soll.

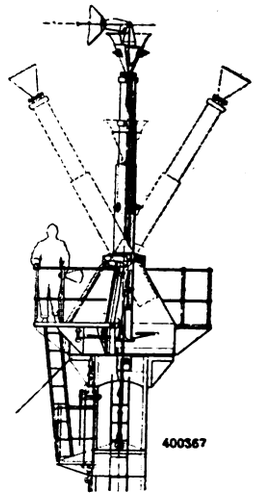
400365/77h, 9. Elastisch nachgiebige Fahrgestellstütze. L. de Monge, Issy-les-Moulineaux (Frankr.). B 12. 9. 23. V 6. 8. 24. Die Stütze besteht aus zwei sich aneinander verschiebenden Gleitstücken, die durch ein elastisches Seil dadurch miteinander verbunden sind, daß es Querstifte der beiden Gleitstücke nach Art eines Schnürbandes abwechselnd umfaßt, wobei die Gleitstücke mit dem sie verbindenden Seil in teleskopartig ineinander verschiebbaren, eine Art Scheide bildenden Hülsen untergebracht sind.

400366/77h, 9. Laufrad für Flugzeuge. J. Spijker, Amsterdam. B 29. 8. 22. V 7. 8. 24. In bekannter Weise sind alle arbeitenden Teile des Rades in dem zweiteiligen kegelförmigen Stahlgehäuse 1, 2 eingeschlossen; die Abfederung findet durch drei



Elemente statt, welche sind: 1. ein Laufreifen 5 (Vollgummi oder Halblufttreifen), 2. der eigentliche Luftreifen 4, der auf Vorsprüngen des Gehäuses 1, 2 ruht, 3. Gummibälle 8, die in die Vorsprünge 7 eingelassen sind und dazu dienen, bei besonders starken Erschütterungen ringförmige Vorsprünge 10 des Innenrades 9 federnd abzufangen.

400367/77h, 15. Ankermast und Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. G. H. Scott, Bekenham (Engl.). B 17. 8. 21. V 9. 8. 24. Ein am Luftschiff angebrachter Landungsfitting wird mit einem am Mastkopf befindlichen Gegenstück gekuppelt, wobei das am Mastkopf befindliche Kuppelungsstück auf einem Schwenkarm sitzt,



der frei beweglich am Mastkopf gelagert in jeder beliebigen senkrechten Ebene eine Kippbewegung ausführen kann.

400672/77h, 5. Flugzeug. F. Lüning, Görlitz. B 5. 10. 21. V 20. 8. 24. Betr. ein Flugzeug mit wellenförmig gestalteten Tragflächen, dessen Schwanzflächen um eine in der Flugrichtung liegende Horizontalachse gedreht werden können.

400678/77h, 7. Tragfläche für Flugzeuge. Dr.-Ing. E. Rumpler, Johannisthal. B 20. 11. 21. V 21. 8. 24. Die Wölbung der Tragfläche ist in bekannter Weise durch eine elastische Bespannung änderbar, nach der Erfindung derart, daß die mit der Hinterkante der Fläche fest verbundene elastische Bespannung an der Vorderkante der Tragfläche auf- und abwickelbar ist.

400726/77h, 5. Fallschirm. E. R. Calthrops Aerial Patents Ltd., London. B 11. 7. 20. V 19. 8. 24. Bei der Ausübung der Zugkraft durch das anhängende Gewicht werden Teile an dem Umfang oder Rand des Fallschirmkörpers durch zerreißbare Glieder, welche den Umfang oder den Rand des Fallschirmkörpers mit einem den Fallschirm aufnehmenden Gehäuse verbinden, geöffnet und ausgebreitet.

400727/77h, 7. Tragfläche mit Wellenblechbespannung. V. Entler, Bremen. B 31. 12. 20. V 23. 8. 24. Die in bekannter Weise mit quer zur Flugrichtung verlaufenden Wellen angeordnete Blechbespannung umgibt das ganze Flügelprofil mit Ausnahme der vorderen Rundung, an der die Bespannung ohne Wellen ausgeführt ist.

401070/77h, 9. Schwimmergestell für Wasserflugzeuge. H. Junkers, Aachen. B 29. 9. 22. V 26. 8. 24. Von den beiden in der Flugrichtung hintereinanderliegenden Stützstellen des Schwimmers gegen den Rumpf ist die vordere gegen den Rumpf abgefedert, und der Schwimmer schwingt um die hintere, in ihrer Höhenlage gegen das Flugzeug unveränderliche, als Gelenk ausgebildete Stützstelle. Die federnden Schwimmerabstützungen sind in der Nähe des Schwerpunktes der Hauptmassen des Flugzeuges angeordnet, so daß sie zum überwiegenden Teile die auftretenden Massen- und Stoßkräfte aufnehmen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering
Library

FEB 4 1925

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

21. u. 22. Heft | **München, 28. November 1924** | **15. Jahrgang**

„Segelflug-Sonderheft“

Auskunfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

Flugzeugbedarf,

Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente und sämtliches Zubehör liefert
sofort preiswert ab Lager

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266 Spenerstraße 34

MAXIMALL
Benzinuhren
Maximall-Apparate-Fabrik Paul Willmann
Berlin SW 61 / Blücherstraße 12

Jetzt hohe Rabatte! **CELLEMIT** *Jetzt hohe Rabatte!*

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

INGENIEUR

25 Jahre, mit Automobilbaupraxis, z. Z. im Apparatebau tätig, großem Interesse und guten theoretischen Kenntnissen in Flugtechnik, erfinderisch begabt, sucht Stellung im Flugzeugbau für Bureau oder Betrieb bei bescheidenen Ansprüchen. Ia Zeugnisse stehen zur Verfügung. Gefl. Angebote unter **Flugt. 91** an die Exped. ds. Zeitschr. erbeten.

DR. ING. SEEHASE

BERLIN SO 33 **ELSENSTR. 1**

LEICHTBAU

Neukonstruktionen **Serienerzeugnisse**

Konstruktion für: Flugzeuge, Drachen, Motorräder, Motoren, Kleinautos, Krafttriebe, Arbeitsmaschinen, Materialprüfmaschinen, Laboratorien

Bau
Überwachung
Patentvertretung
wirtschaftliche Beratung
Werkzeugbau

D. R. P. Materialprüfmaschine 125.— Gm.
D. R. P. Schraubenschablone 2.— „
D. R. P. Schriftschablonen 3.60 „
D. R. P. Stahl-Taschen-Rechenschieber 4 Gramm 4.50 „
D. R. P. biegsamer Rechenschieber 1.60 „
D. R. P. Motorrad, steuer- u. führerscheinfrei! 0.74/3,5 PS 2 Pers. 60 / 1 Pers. 76 km/St. 850.— „

Jüng., strebs. Diplom-Ingenieur

für Materialprüfung und statisch unbestimmte Berechnungen für den Verkehrsflugzeugbau gesucht. Offerten mit Lebenslauf, Zeugnisabschriften und Gehaltsansprüchen unter **Flugt. 79** an die Expedition dieser Zeitschrift erb.

Suche Interessenten

für meine Idee:

Kleinflachsegelflugzeug

mit unterhängender Gondel, um als Auto durch Straßen fahren zu können, das, mit **neuartiger Steuerung** versehen, evtl. mit Motor bewerkstelligt werden kann. Das Flugzeug: „Feinmechanik in seiner ganzen Herstellung", müßte Leichtmetall sein. Die Idee, die dem Patentamt übergeben, wäre zu verkaufen.

JOHANN DOPPEL / BREMEN
Kaltenturmer-Heerstr. 74

Selbsthilfe

Krankenversicherung für den Mittelstand a. G., Sitz Breslau, unter Verwaltung der Schles. Provinzial-Haftpflichtversicherungs-Anstalt.

Freie Arztwahl (ohne Krankenschein), Medikamente, Heilmittel, Zahnbehandlung, Krankenhausbehandlung, Wochenhilfe, Sterbegeld, Aufnahme ohne ärztliche Untersuchung bis zum 60. Lebensjahre. Beitrag pro Person monatlich M. 2.50, Kinder einer Familie bis zum 21. Lebensjahre, ohne Rücksicht auf deren Anzahl, zusammen monatlich M. 2.50. Verbände und Korporationen besondere Vergünstigungen.

Näheres durch die
Bezirksdirektion für Groß-Berlin und Brandenburg, Charlottenburg, Berliner Straße 53 (Nähe Knie), Tel. Wilh. 147 (für Verbände, Korporationen u. Behörden)
sowie durch die folgenden Geschäftsstellen:

Berlin-Charlottenburg, Fraunhoferstr. 13, Tel. Wilhelm 5588,
Berlin W, Viktoriastraße 20, Tel. Kurfürst 9731—33 und Nollendorf 5886,
Berlin NW 21, Turmstr. 40, Tel. Hansa 390,
Berlin S 42, Brandenburgstr. 40, Tel. Moritzplatz 13161,
Berlin W 50, Augsburger Str. 20, Tel. Steinplatz 5370,
Berlin N 37, Metzer Straße 43,
Schöneberg, Kolonnenstr. 12, Tel. Stephan 7187,
Schöneberg, Kaiser-Friedrich-Str. 15, Tel. Stephan 2982,
Steglitz, Albrechtstr. 11,
Friedenau, Hackerstr. 29, Tel. Rheingau 8095,
Oberschöneweide, Rathausstr. 6,
Potsdam, Marienstr. 1,
Charlottenburg, Wielandstr. 49, Tel. Steinplatz 7105,
Lichterfelde, Manteuffelstr. 11,
Tempelhof, Boestr. 44 (Hohmann).

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

21. u. 22. Heft — 28. November 1924 — 15. Jahrgang

Die Flugzeuge des Rhön-Wettbewerbes 1924.

Von W. Coulmann.

Betrachtet man überschauend die Flugzeuge des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbes, so läßt sich vielfach eine gründliche Durchbildung und Verbesserung bekannter Konstruktionen feststellen. Man baute auf dem sicheren Grund bewährter Ausführungen sachgemäß weiter, und auch unter den wenig aussichtsreichen Flugzeugen ist keine ausgesprochene Fehlkonstruktion, die man als völlig aussichtslos von vornherein hätte verurteilen müssen, vorhanden. Die hochwertige Werkstattsarbeit leistungsfähiger Fabriken tritt immer weiter hervor, mit der die noch so gut gemeinte aufopferungsvolle Selbstherstellung eben doch nur in den seltensten Fällen Schritt halten kann. Naturgemäß müssen heute auch an die konstruktive Durchbildung der Einzelheiten weit höhere Anforderungen gestellt werden als etwa noch vor 2 Jahren. Wenn in dieser Beziehung auch noch vieles zu beanstanden war, so ist der Fortschritt im ganzen doch unverkennbar. Dagegen sind aerodynamisch und konstruktiv neue Gedanken leider nur sehr vereinzelt hervorgetreten, was um so mehr zu bedauern ist, als der Rhönwettbewerb neben sportlichen Zwecken in erster Linie der Forschung dienen soll. Es lassen sich eben im Segelflugzeug bei vorsichtiger schrittweiser Erprobung Neuerungen einführen, deren Anwendung im Motorflugzeug zunächst bedenklich erscheinen müßte. Es ist zuzugeben, daß, wohl veranlaßt durch die glänzenden Erfolge der Hannoveraner im Jahre 1922, eine Reihe aussichtsreicher Konstruktionsgedanken unbeachtet liegen geblieben sind. Warum ist seit Klemperers ausgezeichnetem Versuch keine Ente mehr gebaut worden, die gerade zur Böenausnutzung im dynamischen Segelflug soviel verspricht? Warum wird Wenks Gedanke der Steuerdecks nicht weiter verfolgt, wozu doch der Segelflug von Lensch allen Anlaß gab? Oder war etwa der Grund seines Absturzes mehr als ein baulicher Fehler, der sich beheben läßt, wenn auch die konstruktiven

Liste der wichtigeren Segelflugzeuge des Rhön-Wettbewerbes 1924.

(Die schon in früheren Jahren beteiligten Flugzeuge sind nicht aufgenommen.)

Melde-Nr.	Eigentümer	Name	Spannweite m	Mittlere Flächentiefe m	Seitenverhältnis	Länge m	Höhe m	Flügelinhalt m²	Leergewicht kg	Flächenbelastung kg/m²	Bemerkungen
		Rumpfeindecker.									
46	Rhön-Möbelwerke Fulda (Martens)	Moritz	14	1,0	1:14	4,7	1,25	14	—	—	Motoreinbau vorgesehen
47	»	Deutschland	15	1,5	1:10	6,0	1,45	22,5	—	—	» Doppelsitzer
48	»	Bayernland	15	1,5	1:10	6,0	1,45	22,5	—	—	»
17	Flugwissenschaftl. Forschungsinstitut d. Hochschule Hannover	Pelikan (H 6)	15	1,0	1:15	5,26	1,25	15	75	9½	Sturz 16. 8.
4	Dr. Sultan-Ledemann, Berlin	Espenlaub 5	15	1,0	1:15	5,0	1,50	15	95	11	Sturz 17. 8.
2	Flugtechn. Verein Halle	Gretchen	12	1,33	1:9	5,8	1,50	16	106	11½	—
23	Modell- und Segelflug-Verein Fulda	Erlkönig	14	1,1	1:13	5,5	1,45	15	159	15½	—
78	Flugtechn. Vereinigung Zwickau	Sorgenkind	9,35	1,32	1:7	5,4	1,84	12,35	80	12½	—
		Eindecker mit offenem Sitz.									
68	Segelflugzeugwerke Baden-Baden	Stockholm-Wien (Roter Teufel)	12,6	1,59	1:8	5,8	2,2	20	82	8	—
42	Bergmann-Barthmuß	Weißenfels	12,6	1,39	1:9	6,3	2,4	17,5	—	—	—
30	Espenlaub	Schulflugzeug	10	1,4	1:7,2	5,0	2,8	14	—	—	—
41	Peter Riedel	P. R. 4	11,3	1,37	1:8,2	5,6	2,0	15,5	—	—	—
24	Heidecke Naumburg	Fliegendes Baby	11	1,36	1:8,1	5,5	2,0	15	—	—	—
21	Paetz-Haßloch Kissingen	P. H. 2	10,4	1,4	1:7,5	5,3	2,1	14,5	—	—	—
28	Akad. Fliegergruppe Charlottenburg	Schulflugzeug	11,2	1,5	1:7,5	5,2	1,5	16,8	82	9	—
		Doppeldecker.									
1	Interessengem. f. Segelflug Dessau	Anhalt	9 / 8,2	1,1	1:8,2	5,7	1,7	19	125	10½	—
37	Flugsportklub Schweinfurt	Doppeldecker	8	1,25	1:6,4	5	2	20	—	—	—
		Flugzeuge mit Sondersteuerung.									
40	Schulz Ostpreußen	Königin Luise	14	1,1	1:12,7	5	1,4	15,5	104,5	12	Freiliegende Drehklappen
72	Berr Königsberg	Eindecker	13	1,27	1:10,2	5,5	1,35	16,5	80	9½	»
73	Ostpr. Verein f. Luftfahrt Königsberg	Peyean Doppeldecker	10 / 7	1	1:10	6	2,1	13,4	130	15	»
70	Ksoll Schön-Ellguth	Breslau Doppeldecker	18 / 12	—	—	7	2	28	250	14 (bei 2 Pers.)	Zweisitzer Unterflügel verstellbar
15	Niederrhein. Ver. f. Luftfahrt Sekt. Wuppertal	Romryke Berge	15,88	1,04	1:14,4	5,4	1,12	17,5	144	12½	Profilveränderung
54	Freiherr v. Schertel	S. S. I	13,6	1,32	1:10,3	4,8	1,1	18	112	10½	»
33	Akad. Fliegergruppe Darmstadt	Hessen	11,1	1,2	1:9,3	4,8	1,2	13,2	76	11½	»

Digitized by Google

Schwierigkeiten nicht bestritten werden sollen. — Die anerkennenswerten Arbeiten der Charlottenburger Hochschulgruppe gehen immerhin doch in etwas anderer Richtung. — Warum ist die Anstellwinkel-Änderung mit gleichzeitig starker Flächenverwindung unabhängig für beide Flügel nach den Ausführungen von Harth nicht weiter gefördert worden? Wo bleibt die energische Lösung des weitgehend elastischen Flügels zur selbsttätigen Böenausnutzung und die Erprobung elastisch gebogener Steuerflächen? Also wie man sieht, Aufgaben genug, die nach einer Lösung verlangen, und es kann füglich nicht die Rede davon sein, daß der Segelflug sich überlebt habe. Wohl möglich, daß das Allgemeininteresse nachläßt, weil man wahrscheinlich nicht mehr mit großen Zahlen und eindrucksvollen äußeren Erfolgen wird prunken können — übrigens das Schicksal jeder großen Neuerung — aber desto mehr Forschungsarbeit ist zu leisten. Bei dem Mangel neuer Gedanken sind die wirklichen Fortschritte dieses Jahres um so höher anzuschlagen.

Die Einführung des Motors im diesjährigen Wettbewerb hat uns leider nicht das Segelflugzeug gebracht, das je nach Bedarf in möglichst seltenen Fällen die Motorleistung benutzt, um sie jeweils kurze Zeit zum Starten, zum Überwinden einer Flaute, zur Erreichung besseren Aufwind-Geländes oder eines günstigen Landeplatzes einzusetzen. Ein Segelflugzeug mit Hilfsmotor soll, das liegt schon im Wort, in erster Linie segeln. Die Einführung des Motors, die ja kommen mußte, ist offenbar verfrüht, was schon die starke Bevorzugung englischer Motoren zeigt. Es wäre zu wünschen, daß die schwer ringende deutsche Motorenindustrie sich nunmehr veranlaßt sähe, dennoch die nötigen Motoren durchzubilden und zwar in zwei grundsätzlich verschiedenen Typen: 1. den Kleinmotor von etwa 15 bis 30 PS und 2. den äußerst leichten Hilfsmotor für Segelflugzeuge von etwa 3 bis 10 PS, von dem ein leichtes Anlassen im Fluge unbedingt zu verlangen ist. Jedenfalls gehören Kleinflugzeuge, die nicht segeln, nicht in die Rhön. Sie können auf jedem ebenen Flugplatz — und zwar bedeutend besser — weiter entwickelt werden zu Zeiten, die nicht mit dem Rhön-Wettbewerb zusammenfallen und sollen das Interesse und die Arbeit am eigentlichen Segelflug nicht ablenken oder stören. Soll der Motor noch einmal auf der Rhön erscheinen, so mag die Ausschreibung derart gehalten sein, daß er nur im Dienst des echten Segelfluges steht. Der Segelflug hat noch so viel zu leisten, daß wir die volle Arbeitskraft unserer besten Segelflieger und Konstrukteure dringend nötig haben.

Der Wettbewerb 1924 hatte in noch weit höherem Maße als sein Vorgänger unter den ungünstigsten Wetterverhältnissen zu leiden. Die Zeit, die zwischen Nebel, Regen und schwerem Wind zum Fliegen zur Verfügung stand, war äußerst beschränkt und diesem Umstand ist es vor allem zuzuschreiben, daß der große Rhönsegelflugpreis, die Preise für die größten Flugstrecken bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten und für die größten Flughöhen über 350 m nicht ausgeflogen wurden und vom Preisgericht bis zum 30. September offen gehalten worden sind.

Von den gemeldeten 78 Flugzeugen waren 64 erschienen und 59 abgenommen worden. Von diesen waren 13 mit einem Motor ausgerüstet, während 31 Flugzeuge mit Motor oder doch der Möglichkeit eines Motoreinbaues gemeldet worden waren. Fast überall machte die Beschaffung des Motors Schwierigkeiten.

Es seien zunächst im Anhalt an die beigefügte Zusammenstellung die Rumpfeindecker besprochen:

Martens, der in einer besonderen Flugzeugabteilung der Rhön-Möbelwerke Fulda bauen läßt und eine eigene große Montagehalle auf der Wasserkuppe besitzt, war mit 6 Flugzeugen vertreten. Neben

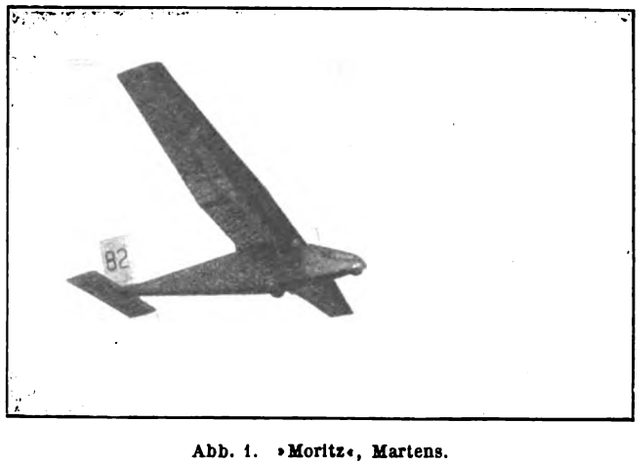


Abb. 1. »Moritz«, Martens.

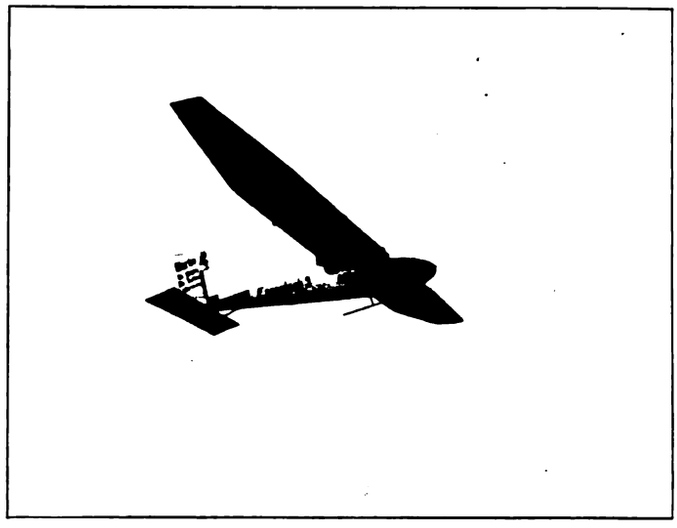


Abb. 2. »Espenlaub«.

dem bekannten »Strolch« stellen »Max« und »Moritz« zwei gleiche, lediglich durch Verstärkung entwickelte Ausführungen gleicher Größe dar. Beide sind für einen Motor eingerichtet, doch war nur »Max« damit ausgestattet. Mit »Moritz« führte Martens die schönsten Segelflüge aus bis zu 50½ Minuten Dauer und 88 m Höhe. Er erwarb dadurch den Höhenpreis, den er mit Fuchs teilte und durch einen Flug über 4,8 km den 3. Streckenpreis. — Die beiden Doppelsitzer »Deutschland« und »Bayernland« stellen eine folgerichtige Verstärkung und Vergrößerung des »Strolch« dar. Spannweite und besonders die Tragfläche sind gewachsen. Das mächtige Seitenruder ist angehängt an einen schmalen, feststehenden Vorderteil, der bis zur dicksten Stelle des Profils reicht, den Rest einer Kielflosse darstellt und die Ruderwirkung wesentlich verbessert. Das große, gut profilierte Höhenruder hat keine Dämpfungsfläche. Am 20. 8. erwies »Deutschland« in einem herrlichen Flug von 1 min 10 s nach der Eube, gesteuert von Martens ohne Fluggast bei schwachem Wind seine außerordentliche Schwebefähigkeit und mußte durch Drücken zur Landung gebracht werden, um nicht die Eube zu überfliegen.

Das Flugzeug »Pelikan« (H 6) des Flugwissenschaftlichen Forschungsinstituts Hannover ist bekannt (ZFM 26. 6. 24, S. 122). Es hat in Rossitten seine guten Segeleigenschaften bewiesen und wurde von Koch am 12. 8. 21¾ min in schönem Segelflug geflogen. Beim Start am 16. 8. vom Kuppenhang erlitt es einen Flügelbruch, der allem Anschein nach auf fehlerhaftes Holzmaterial zurückzuführen ist, und wurde völlig zerstört.

Der schöne Espenlaub-Eindecker hat gegenüber dem Flugzeug des Vorjahres eine erheblich vergrößerte Spannweite. Die Fläche verjüngt sich nach dem Flügelende. Der ovale Rumpf ist vorne mit Sperrholz, hinten mit Stoff bekleidet. Dem Seitenruder ist eine schmale Flosse vorgeschaltet; das Höhenruder liegt frei. Das Flugzeug wurde von Ledermann mehrfach gut geflogen. Am 17. 8. überschlug es sich nach einem schönen Flug am Südhang rücklings in einer steilen Landungskurve und wurde zerstört. Espenlaub flog dann seine Maschine vom Vorjahr in schönen Flügen bis zu 10 min Dauer.

Das Flugzeug »Gretchen« vom Flugtechnischen Verein Halle ist ein Hochdecker mit sehr großem Anstellwinkel des Flügels gegenüber der Rumpfachse. Die Fläche nimmt nach der Mitte stark an Tiefe zu, ist mit zwei kurzen Streben abgefangen und dreiteilig zusammengesetzt. Der kantige Rumpf wird in der Mitte oval und ist zum größten Teil in Sperrholz ausgeführt, das hintere Ende mit Stoff verkleidet. Das profilierte Höhenruder liegt frei; das ungünstige niedrige und tiefe Seitenruder ist an eine ebensolche Kielflosse angeschlossen. Mit dem Flugzeug machte Meyer zwei kleine Flüge von der Kuppe, bei denen es gut in der Luft lag.

Der Modell- und Segelflugverein Fulda hat mit seinem Hochdecker »Erlkönig« gute eigene Werkarbeit gezeigt. Die Fläche ist der von Martens nachgebaut, mit einem kurzen Stiel abgefangen und zweimal gestoßen. Die Belastung ist mit 15½ kg/m² recht hoch. Der Sperrholzrumpf hat ovalen bis kreisrunden Querschnitt und ist durch eine schwach gefederte Mittelkufe gestützt. Nach einer nachträglichen Erhöhung des Seitenruders hatten die Steuerflächen ein gutes Seitenverhältnis. Die langen, schmalen Querruder waren beim ersten Probeflug in sich so wenig steif, daß sie

Digitized by Google

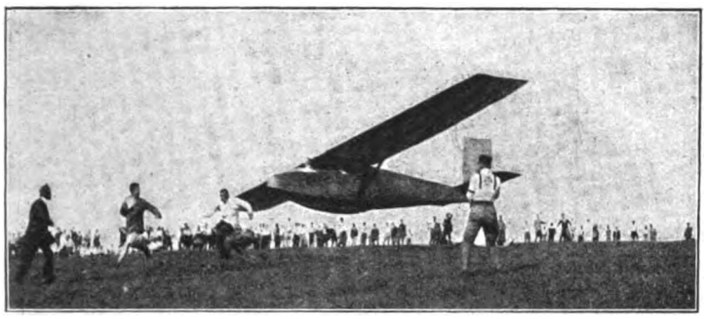


Abb. 3. »Margarete«, Darmstadt.

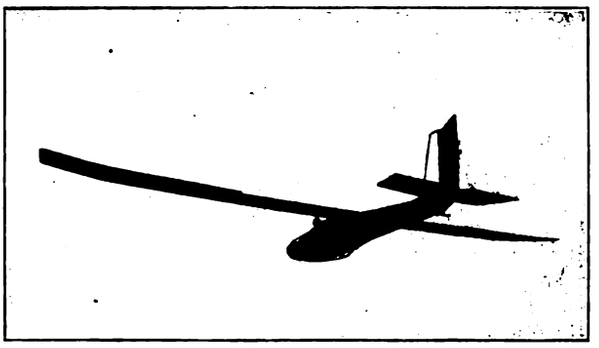


Abb. 4. »Konsul«, Darmstadt.

stark flatterten und durch ein Torsionsrohr versteift werden mußten. Dann erwies sich aber die Verwindung als so schwergängig, daß eine weitere Erprobung bedenklich erschien.

Ebenfalls ganz mit eigenen Mitteln hatte die Flugtechnische Vereinigung Zwickau ihr Flugzeug »Sorgenkind« hergestellt, das als Erstlingsbau mancherlei Mängel der Ausführung zeigte. Es ist ebenfalls ein Hochdecker, dessen Tragfläche jederseits durch ein Stielpaar abgestrebt ist. Der Sperrholzrumpf mit rechteckigem Querschnitt ist gut geformt. Das ziemlich hohe Fahrgestell trägt eine gefederte Mittelkufe. Dem Höhenruder ist eine Dämpfungsfläche vorgeschaltet, ebenso dem nachträglich bedeutend erhöhten Seitenruder eine kleine Kielflosse. Das Flugzeug wurde von Thomä sorgfältig erprobt, der einige kleine, allerdings recht unsichere Flüge damit ausführte.

Von den beiden Flugzeugen des Eberfelder Vereins für Luftfahrt hat »Graf Adolf von Berg« nach Behebung einiger Mängel bei einem kurzen steilen Start mit harter Landung einen Flügelbruch erlitten. Das zweite Flugzeug »Else« wies so erhebliche Baufehler auf, daß seine Abnahme verweigert werden mußte.

Die übrigen Rumpfeindecker sind alte Bekannte: die Darmstädter »Margarete« wurde von Fuchs ganz besonders eifrig geflogen, sowohl mit wie ohne Fluggast. Am 24. August nachmittags flog Fuchs mit Begleiter am Westhang 18 min 54 s, wodurch er den ersten Zweisitzer-Preis errang und den deutschen Rekord verbesserte. Papenmeyer stellte mit dem Flugzeug am 30. August einen neuen Weltrekord auf, indem er mit zwei Fluggästen 1 min 25 s lang flog. Der Darmstädter »Konsul« bewährte wieder seine außerordentliche Schwebefähigkeit, und Fuchs gewann auf ihm am 23. 8. durch einen Fernflug von 12,6 km Weite den ersten Preis im Streckenflug; auch brachte er am 30. 8. durch einen Segelflug bis 86 m Höhe den Höhenpreis an sich, den er mit Martens teilte, und erreichte gleichzeitig mit 58 min 25 s die größte Segelflugdauer des Wettbewerbs. Auch Klemperers »Blaue Maus« von 1921 war wieder erschienen, bewährte am 16. 8. (geflogen von Bienen) ihre alten vorzüglichen Segeleigenschaften auf einem Flug von 2½ min Dauer und brach beim Landen eine Kufe Bei der Instandsetzung wurden beide Kufen durch eine mittlere ersetzt, und in diesem Zustand wurde das Flugzeug noch zweimal gut geflogen Den alten Hannoveraner »Greif« flog Koch am 16. 8. und hielt sich über 3 min in schönem Segelflug in der Luft. Es scheint einiges an dem Flugzeug verbessert worden zu sein. Auch »Der Dessauer« von Coethen, bekannt aus dem Vorjahr, hatte einige Verbesserungen erfahren: Die verhängnisvolle Federung der Stiele war beseitigt und die Holmstoßstelle verstärkt worden. Hübner führte einige sehr gute Flüge auf der Maschine aus. Der als »Geisa« von 1923 bekannte Rumpfeindecker war als »Picolo II« von Roloff, Frankfurt gemeldet. Kegel bewies durch einige schöne Flüge die große Stabilität des Flugzeuges bei geringer Geschwindigkeit. Auch die Gothaer Flugtechnische Vereinigung hatte ihren vorjährigen Eindecker zur Stelle. Ebenso hatten Dr. Krüger, Mehlem das Flugzeug »Schlegel und Eisen« und die Weltensegler G. m. b. H. ihre bekannte »Bremen« gestellt.

Die Eindecker mit offenem Führersitz sind als Hochdecker ausgeführt, im Aufbau ähnlich dem Typ v. Loeßl des Münchner Aeroklub von 1921 oder dem »Hol's der Teufel« der Weltensegler. Bei letzteren ist das Strebengerüst des Schwanzes nur in einer Ebene ausgebildet, so daß die räumliche Verspannung durch Drähte bewirkt wird und die erforderliche Steifigkeit nicht erreicht werden kann.

Der »Rote Teufel« (Stockholm-Wien) der Weltensegler, der von Wolf Hirth sehr gut geflogen wurde (bis 7½ min Dauer) hat eine verhältnismäßig große Tragfläche und entspricht konstruktiv dem »Djävlar anamma« des Vorjahres.

Das Flugzeug von Bergmann-Barthmuß, Weißenfels, hat ganz ähnlichen Aufbau, jedoch ein erheblich erhöhtes Seitenruder und darunter ein ungeteiltes Höhenruder ohne Dämpfungsfläche in bedenklicher Nähe des Bodens. Das letzte Stück des Vertikalgestells ist als Kielfläche bespannt. Der Führersitz ist nicht eingekleidet. Riedel und Meyer führten einige Flüge damit aus.

Auch das Schulflugzeug von Espenlaub hat keine Führersitzverkleidung und keine Raumverstrebung des Schwanzes. Das freiliegende Höhenruder ist zweiteilig am oberen Rand der Kielflosse angeordnet, zu beiden Seiten des hohen Seitenruders. Espenlaub flog es einige Male. Alle drei genannten Maschinen sind freitragend konstruiert.

Peter Riedel hat ein ähnliches Flugzeug gestellt, dessen Fläche aber durch Fangstiele abgestrebt ist. Höhen- und Seitenruder sind an feste Flossen angefügt. Das Strebensystem der Vertikalebene schließt im Gegensatz zu den vorgenannten mit der Tragfläche ab, ohne sie zu überragen. Der Führersitz ist offen. Riedel gelang eine Reihe kleiner Flüge.

Das Heidecke-Flugzeug »Fliegendes Baby« ist dem von Riedel nachgebaut. Auch das Flugzeug von Paetz und Haßloch, Kissingen gehört hierher. Das Strebensystem der Längsebene ist das normale, die Tragfläche ist beiderseits abgefangen, der Führersitz eingekleidet. Die Ruder liegen ohne Flossen frei im Wind, das ungeteilte Höhenruder ist für den Start sehr dicht am Boden angeordnet.

Abb. 5. »Der Dessauer«, Coethen.

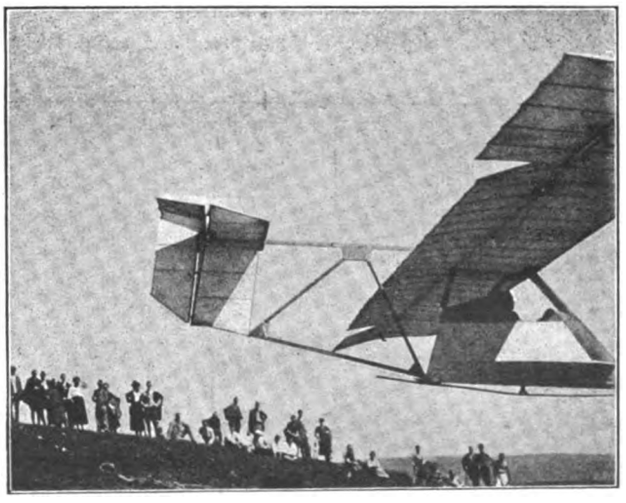


Abb. 6. »Hol's der Teufel«, Weltensegler.

Digitized by Google

Das Schulflugzeug der Akademischen Fliegergruppe Charlottenburg ist die bekannte preisgekrönte Brennersche Lösung des Paul Koechl-Preises. Zum Flug ist es nicht gekommen.

Die Doppeldecker.

Das Flugzeug »Anhalt« der Dessauer Interessengemeinschaft hat nach vorn gestaffelte Tragflächen. Die untere, schwach V-förmig gestellt, ist freitragend, die obere mit etwas größerer Spannweite einmal abgestrebt. Der Sperrholzrumpf ist im Hauptspant 5-kantig und hat schwach gewölbte Flächen. Die einstellbare Höhenflosse und die kleine Kielfläche bestehen aus Sperrholz. Die nur oben angeordneten Verwindungsklappen werden durch eine Differenzialsteuerung betätigt, so daß die Ausschläge nach oben größer werden als nach unten und die schädliche Bremswirkung am äußeren Flügel in der Kurve geschwächt wird. Die eine Kufe ist durch Luftpuffer gefedert. Flüge wurden nicht ausgeführt.

Der Schuldoppeldecker des Schweinfurter Flugsport-Klubs ist einstielig gebaut. Der offene Gitterschwanz trägt eine große Dämpfungsfläche vor dem Höhenruder und eine hohe Kielflosse mit einem ebensolchen Seitenruder. Eine Mittelkufe ist angeordnet. Nach einem kleinen Sprung erlitt das Flugzeug einen Flügelbruch.

Auch der Fuldaer Verein hatte einen gestaffelten Schuldoppeldecker mit Gitterschwanz gestellt, welcher jedoch nicht zum Flug kam.

Die Segelflugzeugwerke Baden-Baden haben zwei Doppelsitzer mit verspannter Zelle gestellt, die auch nicht geflogen sind. — Zwei Hängegleiter von Pelzner in der bekannten Bauart waren von der Würzburger Arbeitsgemeinschaft gemeldet und führten einige kleine Flüge aus. Ein Sitzgleiter der gleichen Gruppe konnte wegen schwerer Baumängel nicht abgenommen werden.

Flugzeuge mit Sondersteuerung.

Schulz hat auf Grund seiner Erfahrungen den schönen Rumpfeindecker »Königin Luise« (FS 9) in einer Tilsiter Möbelfabrik bauen lassen. Der kantige Rumpf ist ganz mit Sperrholz beplankt, die einholmige Fläche ist bis auf kurze Fangstiele freitragend gebaut. Die Flügelspitzen sind als Ruder mit symmetrischem Profil drehbar angeordnet und können, wie von den älteren Maschinen her bekannt, unabhängig voneinander durch zwei Hebel gesteuert werden. Sie dienen zur Lagen- und Kurssteuerung und zwar wird in der Kurve

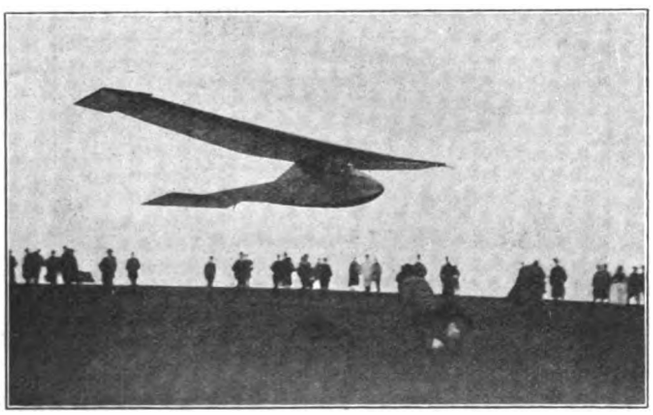


Abb. 7. »Königin Luise«. Schulz (vor dem Umbau).

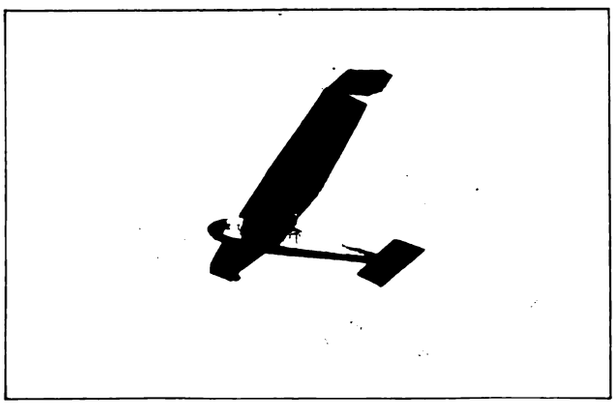


Abb. 8. »Königin Luise«, Schulz (nach dem Umbau).

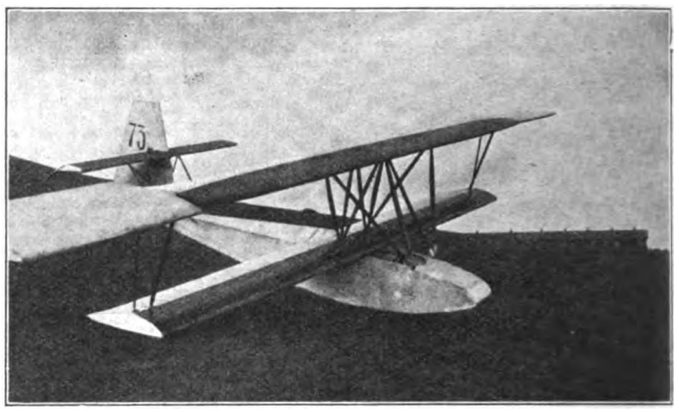


Abb. 9. Königsberg (Peyean).

durch Herunterdrücken des inneren Flügelendes die Bremswirkung außen vermieden. Das große Höhenruder liegt frei. Jegliche Vertikalfläche fehlte zunächst. Bei einem kurzen Flug am 19. 8. drehte die Maschine aus dem Wind und wurde beim Sturz schwer beschädigt. Schulz selbst glaubt überzogen zu haben, doch schien die Kursstabilität bei seitlichem Wind zu fehlen. Bei der Wiederherstellung des Flugzeuges, die mit vielseitiger opferwilliger Hilfe in 5 Tagen gelang, entschloß sich Schulz, eine kleine Kielflosse anzuordnen und den Rumpf dachartig zu erhöhen. So kam der Schwerpunkt der Seitenprojektion weiter nach hinten, und gleichzeitig wurde der Luftabfluß hinter der Flächenmitte verbessert. Schulz führte nunmehr mehrere schöne Flüge mit der Maschine aus, wobei sich eine bessere Steuerfähigkeit herausstellte. In den letzten Tagen des Wettbewerbs machte Schulz noch einige kleine Flüge auf seinem Rossittener Rekordflugzeug.

Im Osten hat Schulz Schule gemacht: sowohl der Eindecker von Berr, Königsberg, wie auch der von Peyean geflogene Doppeldecker des Königsberger Vereins sind mit seinen Drehklappen ausgerüstet. Berr hat auch ihre unabhängige Betätigung beibehalten, jedoch ein Seitenruder vorgesehen, das allerdings niedrig ist und nicht günstig wirkt. Höhen- und Seitenflossen fehlen. Die Tragfläche ist durch Streben abgefangen. Rumpf und Seitenruder ließen die nötige Steifigkeit vermissen. Einige Flüge machten einen recht unsicheren Eindruck.

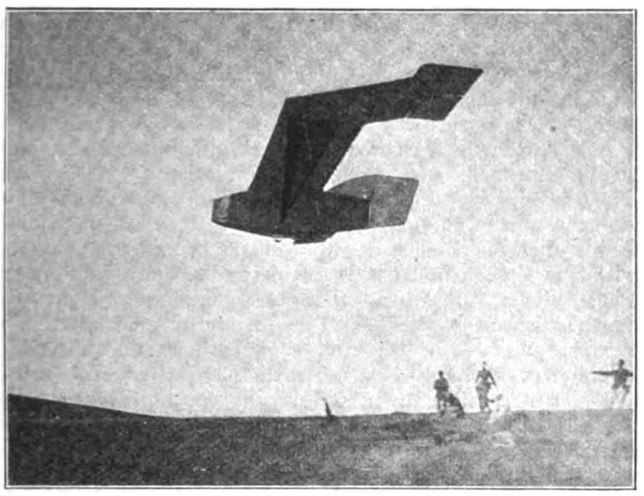
Der Königsberger Doppeldecker ist als Wassersegelflugzeug gebaut und von Rossitten her bekannt. Das Boot ist mit den zuerst von Dornier gebauten, seitlichen Ansätzen versehen, um ohne weit draußen liegende Stützschwimmer die nötige Stabilität auf dem Wasser zu ergeben.

Eine Mittelkufe ist für die Benutzung auf Land vorgesehen. Die Verbindung der Tragflächen und des Rumpfes ist durch ein dichtes Stützensystem in der Mitte erzielt. Eine äußere Stütze ergänzt das Tragsystem, in dem Spanndrähte völlig vermieden sind. Die Spannweite der oberen Fläche ist um die Drehklappen größer als die der unteren. Die Klappen werden durch Stoßstangen von unten her betätigt, die schmale Dämpfungsfläche liegt in halber Höhe der Kielflosse hoch über Wasser. Das wirksame Höhenruder ist zweiteilig ausgebildet. Das Seitenleitwerk ist günstig gestaltet und verjüngt sich nach oben. Peyean führte einige schöne Flüge mit der Maschine aus.

Die »Charlotte«, der schwanzlose Eindecker der Charlottenburger Akademiker, ist vom Vorjahre bekannt. Diesmal gelang es Winter, die gute Steuerfähigkeit des Flugzeuges in schönen Flügen nachzuweisen. Die Seitensteuerung, die durch Spreizen der Klappen und Bremsung erreicht wird, ist höchst sinnreich durch Seilzüge so konstruiert, daß die normale Knüppelbewegung beibehalten werden konnte. Am 30. 8. flog die Maschine nach Entfernung der mächtigen Kielflosse einwandfrei fast 7 min lang und bewies damit die bedeutungsvolle Tatsache, daß ein kursstabiler Flug völlig ohne vertikales Leitwerk möglich ist. Es muß jedoch davor gewarnt werden, diese Erkenntnis auf ganz anders geartete Flugzeuge anzuwenden.

Der Doppeldecker »Breslau« von Ksoll, Schön-Ellguth, besitzt eine Veränderlichkeit in der Anstellung der unteren, kleineren Tragfläche, die vom Steuerknüppel betätigt wird, während das Höhenruder, wie beim Darmstädter »Geheimrat« an einen besonderen Rastenhebel angeschlossen ist. Die Tragflächen sind in der Mitte untereinander und mit dem hohen, stoffbespannten vierkantigen Rumpf durch ein Strebensystem verbunden und von da nach außen freitragend gebaut. Die beiden Kufen sind durch hohe Streben ab-

Digitized by Google



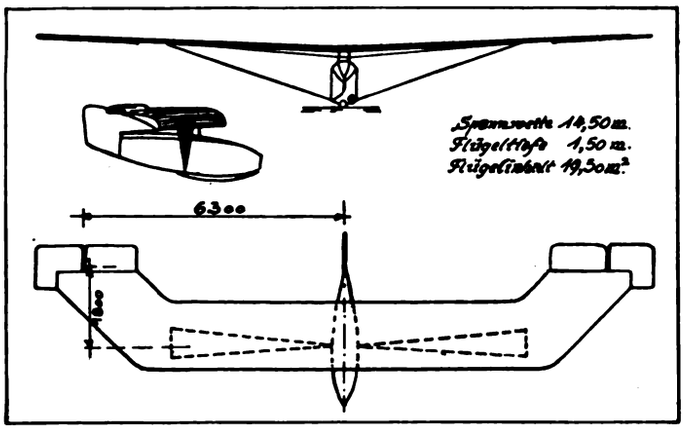


Abb. 10. »Charlotte«, Charlottenburg.

gestützt. Das günstige zweiteilige Höhenruder liegt frei, das mächtige, hohe Seitenruder ist an eine kleine Kielflosse angeschlossen. Die schmalen langen Verwindungsklappen liegen im oberen Tragdeck. Tracinski flog den Doppelsitzer mehrfach mit Begleiter sehr gut. Am 16. 8. setzte er das Flugzeug nach einem ausgezeichneten Zielflug unmittelbar an die Flagge, obwohl beim Start das Seil am Fahrgestell hakte und während des ganzen Fluges mitgeschleppt wurde. Am 21. 8. wurde die Maschine in einem unbewachten Augenblick vom schweren Wind auf den Rücken gelegt und beschädigt, aber schon am 24. gelang wieder ein guter Probeflug mit Begleiter.

Der alte Darmstädter »Geheimrat« war auch wieder zur Stelle, ging jedoch gelegentlich eines Fehlstartes zu Bruch. Der Pforzheimer Flugsport-Klub hatte die gleiche von der Bahnbedarf-A.-G. gebaute Maschine gestellt, mit der Holzhauer am 29. 8. zwei gute Flüge machte.

Der Eindecker des Schweinfurter Flugsportklubs besaß eine weitgehende Drehbarkeit der Tragfläche zur Veränderung des Anstellwinkels neben einer normalen Höhenruderanordnung. Die Steuerknüppel für beide Bewegungen lagen dicht nebeneinander, so daß ihre gemeinsame Betätigung möglich, getrennte Bewegung aber schwierig war. Die große Hebelübersetzung der Flächensteuerung erlaubte kaum, diese um kleine Winkel feinfühlig zu drehen, ein Fehler, der nach dem Mißerfolg des Hamburger »Störtebecker« im Vorjahr hätte vermieden werden müssen. Nach kleinen Vorversuchen wurde das Flugzeug am 20. 8. bei einem Sprung hochgerissen, ging dann steil herunter und war trotz größter Anstrengung des Führers nicht mehr auf Abfangen zu steuern, weil die Luftkräfte am Flügel zu groß waren; es wurde völlig zerstört. Auch abgesehen hiervon wies das Flugzeug bauliche Mängel auf.

Der von Schatzki konstruierte Hochdecker »Roemryke Berge« des niederrheinischen Vereins »Wuppertal« stellt eine sehr einfache, wenn auch unvollkommene Methode dar, das Flächenprofil im Flug zu verändern: die Hinterkante der Fläche wird wie eine durchgehende Verwindungsklappe gedreht und dadurch die Wölbung, wenn auch mit einem Knick vergrößert und gleichzeitig die Anstellung verändert. Wo sich die Tragflächentiefe nach dem Flügelende verjüngt, sind lange, unabhängig zu bewegende echte Verwindungsklappen angeordnet. Die Tragfläche hat bei fast 16 m Spannweite ein kleines Seitenverhältnis und ist dreiteilig zusammengesetzt. Sie ist völlig freitragend an den schlanken, tropfenförmigen Sperrholzrumpf mit sehr schmaler Basis angeschlossen. Der Kopf des Führers ragt in eine Lücke der Fläche hinein. Die reichlich bemessenen Ruder liegen ohne Flossen frei im Winde. Die Steuerung ist normal, die Profilverstellung wird durch einen Rastenhebel betätigt. Die gefederte Mittelkufe kann im Flug eingezogen werden. Kegel führte auf der schnellen Maschine eine Reihe schöner Flüge aus, die allerdings zuweilen einen unsicheren Eindruck machten. Am 23. 8. errang er durch einen Flug von 6,65 km den 2. Streckenpreis.

Eine vollkommenere Profiländerung zeigt der Eindecker des Freiherrn v. Schertel, der, von den Albatroswerken gebaut, sehr gute Werkstattsarbeit aufweist. In der zweiholmig gebauten Fläche

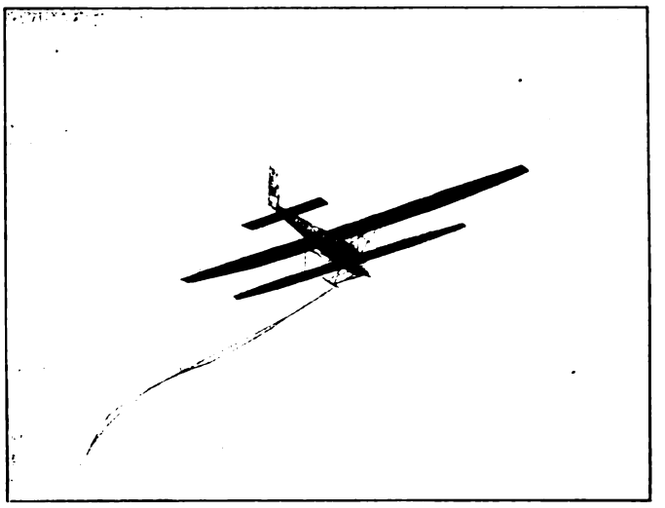


Abb. 11. »Breslau«, Ksoll.

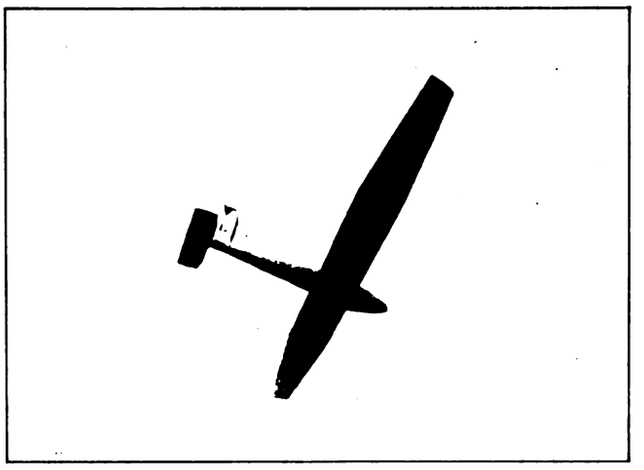


Abb. 12. »Roemryke Berge« Wuppertal.

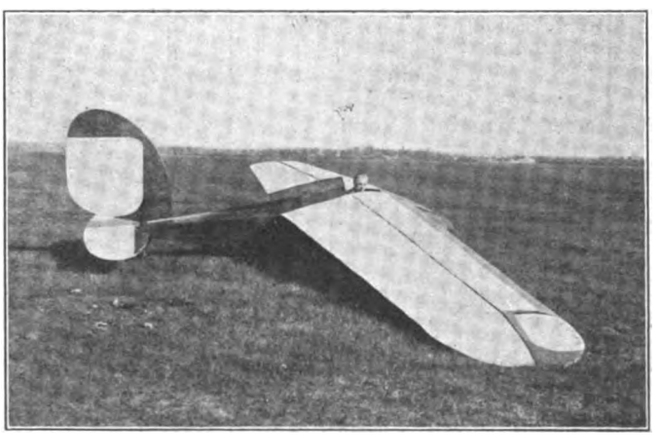


Abb. 13. Freiherr v. Schertel.

Digitized by Google

wird der Hinterholm um seine Längsachse gedreht, und zwar in jeder Flügelhälfte für sich. Beide Holmstücke haben je ein Drehlager in der Rumpfwand und greifen mit einer Verlängerung weit in die gegenüberliegende Fläche hinein, wo am Ende ein zweites Drehlager am andern Holm angeordnet ist. Mit dem Holm ist der dahinter liegende Teil des Profils fest verbunden und macht also die Drehung mit. Der feststehende Vorderholm ist an seiner Unterkante mit der Nasenleiste durch Sperrholz starr verbunden. Durch eine sinnreiche Konstruktion der elastischen Rippen und eine am Nasenholm angelenkte bewegliche Sperrholzklappe wird erreicht, daß sich die Profilform der veränderten Stellung des Hinterholms im weichen Übergang anpaßt, wobei allerdings auf der Oberseite an einem verdeckten Spalt ein schwacher Knick entsteht. Bei starker Wölbung wird das Profil verdickt, bei schwacher Wölbung schlank; die erstere Stellung entspricht gleichzeitig dem größeren Anstellwinkel, und die Kurven sind so gewählt, daß bei günstigstem Auftriebswert während der Profilveränderung das Druckmittel nicht auswandert. Es soll nämlich die Höhensteuerung ohne Drehung um die Querachse, d. h. ohne Zeitverlust vor sich gehen und bei stärkerer Wölbung und erhöhtem Auftrieb ein paralleles Steigen eintreten. Werden beide Flächen gegensinnig betätigt, so ergibt sich hieraus die Quersteuerung, die mit Änderung der ganzen Flächen und verhältnismäßig kleinen Hebelarmen nicht gerade günstig ist. Das freiliegende Höhenruder hat ein gutes Seitenverhältnis und wird durch einen Rastenhebel betätigt, während die Vorwärtsbewegung des Knüppels eine gleichsinnige Profilverstellung beider Seiten, die Seitenbewegung eine gegenläufige Profiländerung bewirkt. Das mächtige, gut profilierte Seitenruder liegt ebenfalls frei und ist mit dem kurzen Sporn zusammengebaut, der sich mitdreht. Der Rumpf ist kantig aus Sperrholz gebaut. Der Führer sitzt zwischen den beiden Holmen, die durch den Rumpf laufen. Sein Kopf überragt die Tragfläche am vorderen Ende einer Stromlinienverkleidung, die gleichzeitig zur Benzinunterbringung ausgenutzt wird. Das Flugzeug kann nämlich auch mit einem Motor ausgerüstet werden. Zu diesem Zweck wird die von einer Fußballblase ausgefüllte Rumpfspitze abgenommen und in einfachster Weise der 5 PS-Ilomotor mit Propeller angesetzt. Die luftgefederte Mittelkufe wird gleichzeitig durch ein mittleres Laufrad ersetzt, und die vorn hinzukommenden Gewichte werden durch einen Bleisporn ausgeglichen. Für den Transport ist der Rumpf hinter der Fläche abnehmbar (wie »Blaue Maus«). Nach eingehenden Vorproben, die das richtige Arbeiten der Steuerung ergaben, mußte beim ersten kleinen Flug am 29. 8. der Pilot Müller wegen Kopflastigkeit des Flugzeuges das Höhenruder kräftig benutzen. Durch eine Bodenberührung wurde der Rumpf vorn leicht eingedrückt, so daß die Erprobung zunächst ausgesetzt wurde. Einige kleine Flüge nach dem Wettbewerb bis zu 500 m Weite haben gute Höhensteuerung ergeben, doch mußte die Verwindung verbessert werden.

Beim neuen Darmstädter Flugzeug »Hessen« ist die Änderung des Profils durch Abwärtsbewegen des Nasenholms erreicht, wobei durch die Sperrholzverkleidung der Vorderholm gedreht wird. Die elastischen Rippen ergeben dadurch eine stärkere Wölbung ohne nennenswerte Änderung der Profildicke. Diese Profilverstellung läuft einheitlich über den ganzen Flügel durch, und zur Quersteuerung ist eine einfach und gut konstruierte Flächenverwindung für die Flügelspitzen vorgesehen. Das günstig gestaltete Höhenruder liegt bedenklich nahe am Boden, das Seitenruder darüber. Feste Flossen sind vermieden. Die Steuerung ist normal, während die Profilveränderung durch einen besonderen Rastenhebel bedient wird. Es ist sehr zu bedauern, daß das interessante Flugzeug nicht erprobt worden ist. Botsch und Spies, von denen die Konstruktion stammt, trafen zu spät in der Rhön ein. Sie waren durch ihr Motorflugzeug zu lange in Anspruch genommen worden.

Der bekannte »Pilotus« von Harth war von der Ortsgruppe Bamberg des D. L. V. zweimal gestellt worden und wurde besonders eifrig zum Schulen benutzt. Es wurden auch einige Prüfungen darauf abgelegt.

Flugzeuge mit Hilfsmotor.

Der erfolgreichste war Udets »Kolibri« (U 7), ein kleiner Parasol-Hochdecker, der ausgezeichnete Werkarbeit aufwies. Die in einem

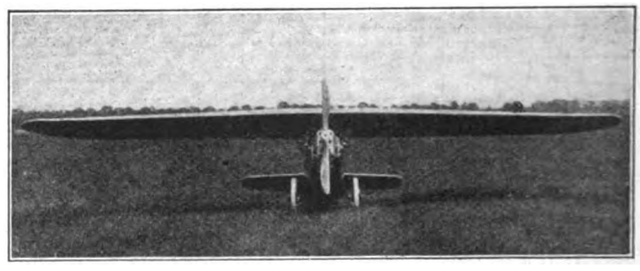


Abb. 14. »Kolibri«, Udet.

Stück durchgehende, zweiholmig gebaute Tragfläche hat eine sperrholzverkleidete Vorderkante, ist freitragend gebaut und durch Stahlrohre an 4 Stellen mit dem hohen, vierkantigen Sperrholz-

Liste der wichtigeren Flugzeuge mit Hilfsmotor des Rhön-Wettbewerbs 1924.

Melde-Nr.	Eigentümer	Name	Spannweite m	Mittlere Flächentiefe m	Seitenverhältnis	Flügelinhalt m²	Leergewicht kg	Flächenbelastung kg/m²	Motor-Bezeichnung	Umlaufzahl	Leistung PS	Motorgewicht kg	Hubvolumen ccm	Schraubendurchm. m	Bemerkungen
57	Udet Flugzeugbau München	U VII Kolibri	10	1,25	1:8	12,5	165	21	Douglas	3500	21	34	750	—	Kissingen Hin- u. Rückflug. I. Höhenpreis Dauerrekord
8	Arbeitsgem. Unterfranken Würzburg	Udet Kolibri	11	1,25	1:8	12,5	—	—	»	3500	14	32	500	—	Durch Brand zerstört
45	Rhön-Möbelwerke Fulda (Martens)	Max	14	1	1:14	14	—	—	Ilo	2500	4,5	20	296	1,05	—
49	»	Windhund (M. M. I)	8,5	0,94	1:9	8	—	—	Douglas	3600	18	40	596	—	Kissingen Hinflug
74	Bäumer Aero Hamburg	Roter Vogel	10	1,36	1:7,4	13,6	180	22	»	4000	14	33	350	1,25	—
55	Blume-Hentzen	Habicht	12	0,9	1:13,3	10,8	ca. 190	27,3	Siemens V	—	—	—	750	1,80	Kissingen Hinflug
13	Arbeitsgem. Würzburg (Messerschmitt)	S 16 Betti	14,4	0,97	1:15	14	218	—	Douglas	3500	21	34	750	1,6	Bruch des Propellerbocks
14	»	S 15 Bubi	14,4	0,97	1:15	14	—	—	»	3500	14	32	500	1,40	—
20	Sperber, Segelflugverein Berlin	Knorke	12	1,2	1:10	14,4	—	—	Prüssing Stenersen	1800	—	19	588	1,35	Sturz 26. 8.
71	Ksoll, Schön-Ellguth	Galgenvogel II	15	0,8	1:18,8	12	—	—	Ilo	—	4,5	20	296	1,00	—

Digitized by Google

rumpf verbunden. Höhen- und Seitenleitwerk bestehen aus Ruder und Flosse, sind gut profiliert und können jedes als Ganzes in einfachster Weise losgenommen werden. Zwei Anlaufräder mit durchgehender Achse bilden das Fahrgestell der üblichen Bauart. Der Einstieg in den Sitz wird durch eine seitliche Tür im Rumpf erleichtert, die zwar den oberen Rumpfholm durchschneidet, aber

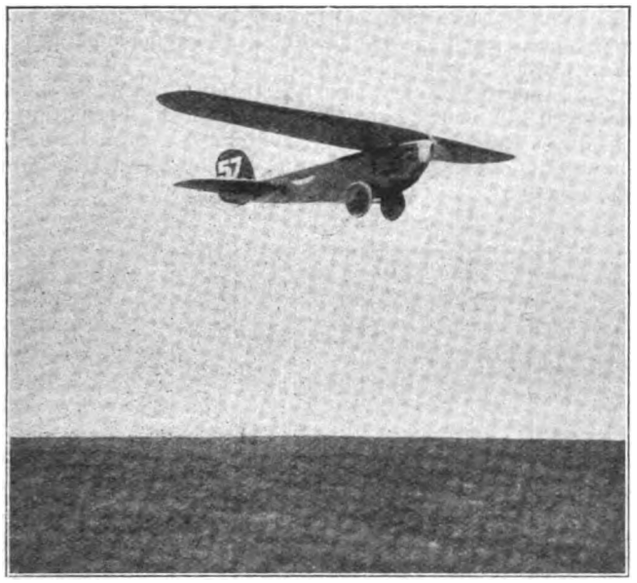


Abb. 15. »Kolibri«, Udet.

unten genügend Platz läßt zur Wiederherstellung eines guten Verbandes. Der Motoreinbau in der Rumpfspitze ist aus Aludur-Blechen und -Profilen hergestellt und sorgfältig gegen Leckbenzin vom übrigen Rumpf abgeschlossen. Der Douglas-Motor mit 750 cm³ Hubvolumen überträgt seine Leistung durch Kettenräder auf die oben liegende Propellerwelle. Udet flog die Maschine kühn und sicher. Am 24. 8. startete er als erster zum Kissinger Zielflug, legte die 33 km in 22 min zurück und kehrte am Abend als einziger von

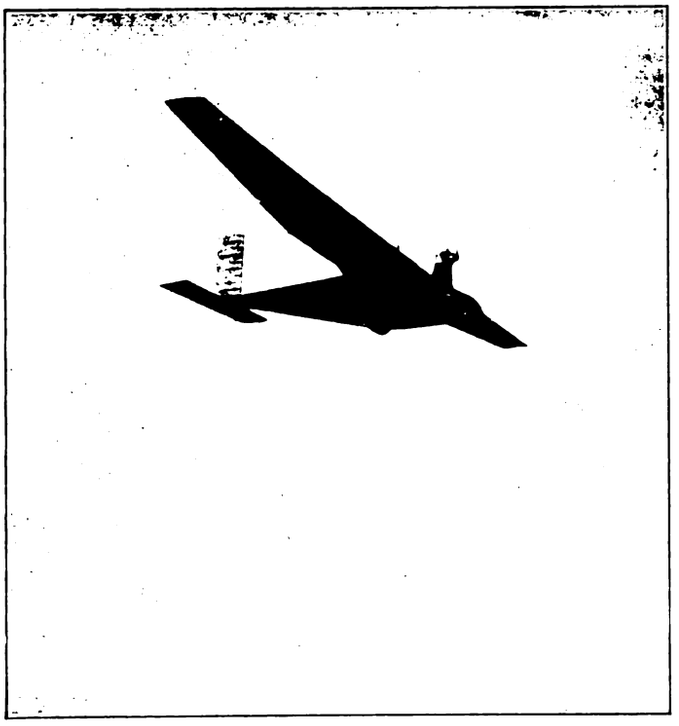


Abb. 16. »Max«, Martens.

3 Mitbewerbern zurück, indem er sich im Nebel aus dem Fuldatal zum Landeplatz heranfühlen mußte. Am 26. 8. erwarb er durch Aufstieg bis 680 m über den Startpunkt den 1. Höhenpreis, und am 29. 8. drückte er den Weltdauerrekord im Kleinflugzeug auf 4 h 39 min und landete nach Einbruch der Dunkelheit beim Schein brennender Reisighaufen.

Ein gleicher Udet »Kolibri« war von der Arbeitsgemeinschaft Würzburg gemeldet, nur war er mit dem kleineren Douglas-Motor von 500 cm³ ausgerüstet. Seine Tragfläche war unsymmetrisch geteilt und ließ sich zum Transport in die Längsrichtung des Rumpfes drehen, so daß das Flugzeug auf seinen Rädern, das Schwanzende nach vorn, bequem von einem Motorrad geschleppt werden konnte. Bei einem Benzinbrand im Zelt brannte die Mitte der Tragfläche aus und wurde nicht wiederhergestellt.

Martens hatte neben dem bekannten »Strolch« noch zwei Flugzeuge mit Hilfsmotor zur Stelle: zunächst »Max«, der mit dem kleinen Ilo-Motor der Norddeutschen Maschinenfabrik Pinneberg versehen ist. Die Schraube ist untersetzt. Bei dem neuen »Windhund« (MM I) sind gegenüber »Strolch« alle Abmessungen auf das äußerste

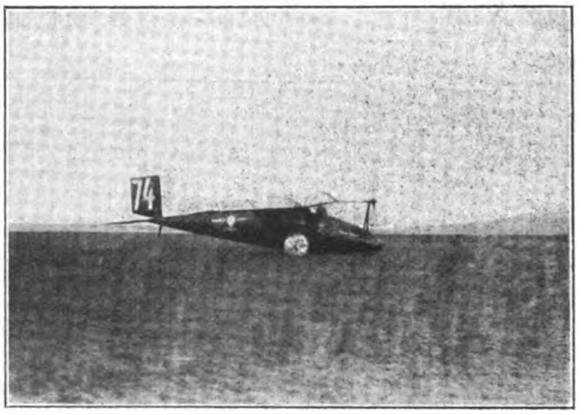
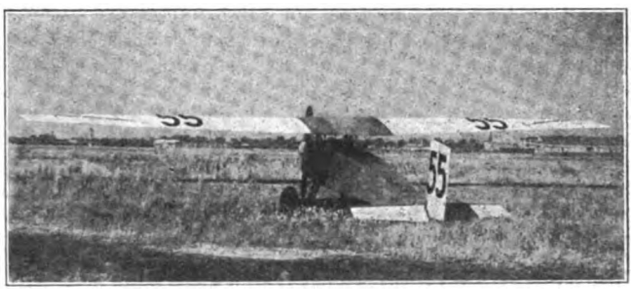


Abb. 17. »Roter Vogel«, Bäumer.

beschränkt. Die Tragfläche beträgt nur 8 m², die Spannweite sogar nur 8,5 m, so daß sich für den ziemlich breiten Flügel ein Seitenverhältnis von $^1/_9$ und eine sehr hohe Flächenbelastung ergibt, die etwa der normaler Motorflugzeuge entsprechen dürfte. Auf Segelfähigkeit des Flugzeuges ist also verzichtet worden. Die Flügel sind stark verjüngt. Als Fahrgestell sind Räder an Stelle der Rollbälle verwendet. Das Höhenruder ist zweiteilig. Der eingebaute Douglas-Motor mit 596 cm³ ist auf die Schraube untersetzt. Am



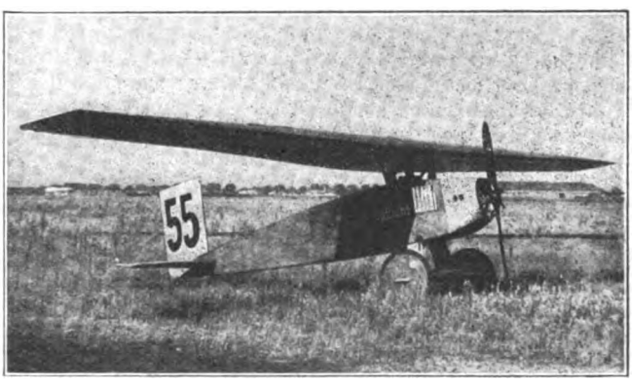


Abb. 18. »Habicht«, Blume-Hentzen.

22. 8. flog Martens mit dem »Windhund« in 14 min von Fulda zur Wasserkuppe. Zum Zielflug nach Kissingen startete Martens als zweiter und brauchte 26 min. Leider gelang auf dem durchweichten Kissinger Platz der Aufstieg zum Rückflug nicht.

Der »Rote Vogel« der Bäumer-Aero, Hamburg, zeigt große Ähnlichkeit mit dem »Pelikan« (H 6) und ist von denselben Hannove-

Digitized by Google

ranern konstruiert. Die sehr leicht gebaute Tragfläche hat ein ziemlich großes Seitenverhältnis (1:7,4) und ist zweimal gestoßen. Sie liegt völlig freitragend unmittelbar auf dem Rumpf, der etwa dem des »Greif« entspricht. Während die seitlichen Rollbälle durch Räder ersetzt sind, ist der in der Rumpfspitze beibehalten worden. Die günstig gestalteten Ruderflächen liegen ohne feste Flossen frei. Der kleine Douglas-Motor mit 350 cm³ Hubvolumen ist über den Anlaufrädern im Schwerpunkt unmittelbar hinter dem Führersitz eingebaut. Die durch Kette mit Untersetzung angetriebene Welle führt über dem Kopf des Führers mit Steigung zum Propellerbock, der aus leichten Profilrohren auf der Rumpfspitze aufgebaut ist. Die Anordnung hat den Vorteil günstigsten Luftzu- und -abflusses für den Propeller, einer guten Gewichtskonzentration und der Entlastung des Rumpfes beim Landungsstoß. Der Motor im Rücken des Piloten erfordert allerdings eine sehr zuverlässige Befestigung gegen

Der Parasol-Hochdecker »Knorke« des Berliner Segelflugvereins hat ebenfalls einen tiefgezogenen Rumpf und ein niedriges Fahrgestell. Das zweiteilige Höhenruder liegt frei, das hohe Seitenruder ist an eine hohe Kielflosse angeschlossen. Der normal eingebaute Motor ist deutschen Ursprungs: ein Prüssing-Stenersen-2-Takt mit 588 cm³ Hubvolumen, der gut gearbeitet hat. Am 26. 8. flog Hohmuth nach kurzen Vorversuchen die Maschine über dem Pelzner-Hang. Er übersteuerte mehrmals, so daß das Flugzeug starke Höhenschwankungen machte, schließlich steil niederging und völlig zertrümmert wurde.

Der »Galgenvogel II« von Ksoll-Schön-Ellguth ist auch als Parasol gebaut. Kurze Fangstiele verbinden die Fläche mit dem vierkantigen Rumpf. Der kleine Ilo-Motor ist normal eingebaut; der untersetzte Propeller hat nur 1 m Durchmesser. Flüge wurden nicht ausgeführt.

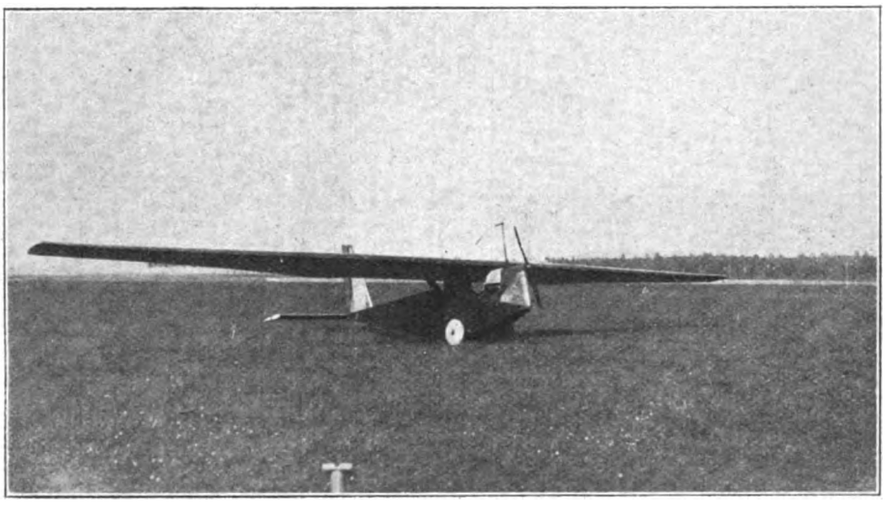


Abb. 19. »Buby« Messerschmitt.

Herausbrechen. Bei einer Flächenbelastung von 22 kg/m² ist nur eine beschränkte Segelfähigkeit bei starkem Wind zu erwarten. Tatsächlich wurde mit keinem der Motorflugzeuge gesegelt. Die Maschine bewies gute Flugeigenschaften und ist verhältnismäßig schnell. Bäumer flog am 29. 8. über 2 Stunden lang und errang durch eine Flughöhe von 400 m über dem Start den 2. Höhenflugpreis. Die schmalen Räder, die an Stelle der vorgesehenen breiten verwendet werden mußten, erschwerten den Start auf weichem Grund.

»Habicht« von Blume und Hentzen konstruiert und gebaut, ist ein Parasol-Hochdecker. Das schwach pfeilförmig gestaltete Tragdeck ist einholmig gebaut. Durch kräftige Vertikalstiele ist ein Baldachin mit dem vierkantigen Sperrholzrumpf verbunden, während die seitlichen Flächenstücke freitragend konstruiert sind. Das Höhenruder schließt sich an eine Dämpfungsfläche an, das Seitenruder liegt frei; beide sind gut profiliert. Das normale Fahrgestell hat eine verkleidete Achse. Der zweizylindrige Siemens-Radmotor ist wie üblich in die Rumpfspitze eingebaut. Die Schraube ist untersetzt. Die Maschine wurde von Hentzen und Blume gut geflogen und erreichte eine Höhe von 295 m. Am 24. 8. flog Blume mit nach Kissingen und brauchte 26 min. Auf dem Rückflug brach ein Ölrohr, so daß er nach etwa 12 km notlanden mußte.

Die beiden von der Würzburger Arbeitsgemeinschaft gestellten Messerschmitt-Flugzeuge »Betty« (S 16) und »Buby« (S 15) unterscheiden sich durch die Größe der Motoren: »Betty«, als Zweisitzer gebaut, hat einen Douglas-Motor mit 750 cm³ Hubvolumen und der Einsitzer »Buby« einen ebensolchen mit 500 cm³. Die über 14 m spannende Tragfläche hat ein sehr kleines Seitenverhältnis (1:15), ist durch zwei Scharniere dreiteilig zusammenlegbar und kann dann für den Transport längsgedreht werden. Sie ist einholmig und bis auf zwei kurze Fangstiele freitragend gebaut. In der Mitte liegt sie auf dem kantigen Sperrholzrumpf, der tief heruntergezogen ist, so daß das Fahrgestell niedrig wird. Das Höhenruder liegt frei. Das mächtige Seitenruder ist an eine große Kielflosse angehängt. Die Flächen sind gut profiliert, der Motor in der Rumpfspitze arbeitet mit Untersetzung durch Kette auf die oben liegende Propellerwelle. Die Maschinen wurden von Seywald geflogen. Am 29. 8. brach bei »Betty« in erheblicher Höhe der Propellerbock und wurde mit dem Propeller herausgerissen. Es gelang Seywald, das Flugzeug in steilem Gleitflug glatt zu landen.

Es ist zu erwarten, daß die relativ geringen Erfolge des diesjährigen Wettbewerbs niemanden abschrecken werden, dennoch alle Kräfte einzusetzen, um namentlich durch Versuchstätigkeit mit bisher nicht erprobten oder im Anfang der Entwicklung stehenden Konstruktionen den Segelflug zu dem zu machen, wozu er berufen ist:

Einem Mittel zur Förderung unserer Erkenntnisse auf dem Gebiet der Luftfahrt, damit dem deutschen Ingenieurgeist die Führung auf diesem Gebiet erhalten bleibe.

Erfahrungen und Ergebnisse des Rhön-Wettbewerbs 1924.[1])

Von W. Schlink.

Meine Damen und Herren! Wenn ich hier in diesem Kreise einige Bemerkungen über den letzten Rhönsegelflug-Wettbewerb mache, so muß ich von dem Gemeinsamen ausgehen, das die Veranstalter des Rhönsegelflug-Wettbewerbes und die WGL verbindet. Ich darf im Zusammenhange damit daran erinnern, daß bei Aufnahme der Wettbewerbe im Jahre 1920 die Veranstalter sich an die WGL gewandt haben mit der Bitte, ihrerseits Prüfer zur Verfügung zu stellen, die den Erbauern der Flugzeuge mit Rat und Tat zur Seite stehen, und anderseits den Technischen Ausschuß für den Flugwettbewerb zu bilden, der in der Rhön selbst die Flugzeuge im einzelnen nachprüfen und feststellen sollte, inwieweit sie als lufttüchtig bezeichnet werden konnten. Diesem Ersuchen wurde von der WGL in liebenswürdigster Weise entsprochen, und die WGL-Prüfer und der Technische Ausschuß hatten dementsprechend in den letzten Jahren ihre Wirksamkeit aufgenommen; letzterer zunächst unter der Leitung des Herrn Prof. Hoff, Direktor der deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, dann in seiner Verhinderung im letzten und diesem Jahr unter meiner Leitung.

Leider mußten wir auch in diesem Jahre feststellen, daß von der Einrichtung der WGL-Prüfer nur in sehr bescheidenem Maße

[1]) Vorgetragen am 4. September auf der Tagung der WGL in Frankfurt a. M.

Digitized by Google

Gebrauch gemacht worden war. Es waren im ganzen 66 Flugzeuge zur Abnahme vorgeführt worden, und von diesen Flugzeugen hatten sich nur rd. 30 eines WGL-Prüfers bedient. Die Technische Kommission kam damit in die unangenehme Lage, entscheiden zu müssen, ob die übrigen 30 Maschinen von der Rhön ohne weiteres ausgeschlossen werden, wozu wir auf Grund der Ausschreibung berechtigt waren, oder ob wir die Prüfung beginnen und durchführen sollten. Wohl bewußt der großen Verantwortung und der großen Zeitaufwendung, die wir dadurch auf uns nahmen, haben wir uns dann doch entschieden, die Flugzeuge im einzelnen durchzuprüfen, um die Lust und Liebe zum Flugwesen nicht zu unterdrücken. Da uns vielfach die nötigen Unterlagen fehlten, mußten wir zunächst die Maße der Flugzeuge, die Querschnitte der wichtigeren, tragenden Teile u. a. feststellen, was öfters nicht ging, ohne das Flugzeug an einzelnen Stellen aufzuschneiden; dann haben wir die Berechnung vorgenommen, und da wir im einzelnen keine Sicherheit hatten, von welcher Güte das verwendete Material und wie die Bauausführung selbst vor sich gegangen war, mußten wir unter allen Umständen auch noch Belastungsproben anschließen. Die Belastungsproben bezogen sich nicht bloß auf den gefährlichsten Querschnitt der tragenden Teile, sondern auf alle Stellen, die aus irgend welchen Gründen unter dem Einfluß der Luftkräfte besonders in Anspruch genommen werden konnten, wie Holmstöße, Anschlußstellen u. dgl. Dabei hatten wir Deformationsmessungen vorgenommen, und zwar auch hier nicht bloß für eine Belastung, sondern wir suchten festzustellen, inwieweit Deformationen proportional bzw. nichtproportional mit der Belastung wuchsen und haben dabei überraschende Feststellungen machen können, die auf Material- und Ausführungsmängel schließen ließen. Es wurde auch nachgeprüft, ob bleibende Formänderungen auftraten und wie weit sie im Laufe von Tagen zurückgingen. Verblüffung erregte es manchmal, wie genau die gemessene Durchbiegung mit der vorher errechneten übereinstimmte. Bei der Belastungsprobe wurde das Flugzeug einerseits an beiden Holmen, anderseits nur am Hinterholm unterstützt.

Im übrigen legten wir in diesem Jahre besonderen Wert darauf, die Schwingungserscheinungen nachzuprüfen, und konnten dabei das Ergebnis feststellen, daß die Periode der Eigenschwingungen der Flügel im allgemeinen so kurz war, daß eine Gefahr von Resonanzschwingungen infolge Böen kaum vorhanden war. Sie bewegten sich zwischen 80 und 140 Schwingungen in der Minute. Wir konnten uns auf diese Weise ein Maß für die Steifigkeit der Flügel verschaffen, das besonders interessant bei den Martensschen Maschinen war, wo sich eine aus der anderen entwickelt hat.

Es ist einleuchtend, daß wir, wo die Unterlagen fehlten, zunächst die verschiedensten Beanstandungen aussprechen und Forderungen für Änderungen stellen mußten, und daß demgemäß manche Maschinen im Verlaufe der Wochen, die wir auf der Wasserkuppe verbrachten, immer wieder auf neue untersucht wurden. So war es keine Ausnahme, wenn wir im Laufe der Zeit einzelne Maschinen 8—10 mal genau nachgeprüft hatten, um festzustellen, ob in den Einzelheiten unseren Forderungen nachgekommen war und die Hauptbedenken zerstreut waren.

Daß unsere Anordnungen manchmal gerade nicht günstig beurteilt wurden, ist einleuchtend; aber im allgemeinen stellte sich doch bald ein schönes Vertrauensverhältnis zwischen der Gruppe und dem Technischen Ausschuß ein und vielfach wurde freiwillig unser Urteil gewünscht, insbesondere auch nach Brüchen. Gerade dadurch gewannen wir manchen wertvollen Einblick. Nicht unerwähnt möge bleiben, daß infolge der großen Feuchtigkeit einzelne Maschinen recht gelitten und durch die beim Quellen des Holzes entstandene Spannung Bruchschaden bekamen.

Die Wirksamkeit der Technischen Kommission hatte in diesem Jahre dadurch noch eine Erweiterung aufzuweisen, daß eine Reihe von Kleinmotorflugzeugen erschienen war. Bei ihnen haben wir besondere Rücksicht darauf genommen, festzustellen, in welchem Bereich die kritische Schwingungszahl bei den Motoreinbauten vorhanden war. Meistens hat sich dabei herausgestellt, daß die kritische Schwingungszahl bei einer Umdrehungszahl auftrat, die ganz erheblich unter der im Fluge verwendeten lag.

Die Motorflugzeuge selbst boten uns im übrigen mancherlei Arbeit, weil vor deren Wettflügen der Technische Ausschuß für die Abmessung des Benzinstoffes usw. in hohem Maße herangezogen war.

In diesem Jahre hatten wir ferner durchgeführt, daß alle Flugzeuge, die nicht als völlig unbedenklich angesehen werden konnten, nicht zu einem beliebigen Flug, sondern zunächst nur zu einem Probeflug zugelassen waren; das heißt, die Technische Kommission gab die Startstelle und die Einzelheiten des Fluges an, der zunächst vorgenommen werden sollte. Diese Einrichtung erwies sich als sehr fruchtbringend, insbesondere stellte sich heraus, daß sich viele Bedenken, die wir von vornherein gegenüber einzelnen Flugzeugen ausgesprochen hatten, durch den Probeflug als bestätigt erwiesen, und manche schwerere Unglücksfälle sind wohl dadurch vermieden worden. Diese Probeflüge waren naturgemäß besonders angezeigt bei Maschinen, die irgendwelche Neuerungen gegen frühere Jahre darboten. Bei ihnen griffen wir öfters scharf ein und stellten Forderungen über die Art der Steuerbetätigung auf; teilweise verboten wir sogar zunächst die beabsichtigte Steuerungsart.

Die Zahl neuartiger Maschinen war verhältnismäßig gering. Fast alle hatten die normale Bauweise, also feste Flügelstellung und das übliche Ruderwerk bezüglich Seiten-, Höhen- und Quersteuerung. Nur einige wenige wiesen Flügelsteuerung auf. Es waren zwei alte Harth-Maschinen erschienen und zwei andere neue Typen, die diesen Gedanken verwendet hatten. Unter letzteren befand sich der Doppeldecker »Breslau« mit drehbarem, unterem Flügel, der hauptsächlich zur Erzielung einer dämpfenden Geschwindigkeit bewegt werden sollte. Es ist sehr zu bedauern, daß auch in diesem Jahr die Frage der Flügelsteuerung nicht weiter verfolgt werden konnte, denn auf Grund der Beobachtung darf man wohl aussprechen, daß eine flügelgesteuerte Maschine die Böenwirkungen für Höhenflüge in besserem Maße wird ausnutzen können, als eine normal gesteuerte.

Verschiedene Flugzeuge waren dieses Jahr erschienen mit Flügelspitzensteuerung. Vor allen Dingen dasjenige von Schulz, der sie ja vor zwei Jahren zuerst eingeführt, und dann zwei weitere Maschinen von Ostpreußen, die offenbar durch Schulz angeregt bzw. beeinflußt waren. Nach den seitherigen Erfahrungen darf man wohl sagen, daß die Ausführung, wie sie bis jetzt vorliegt, mancherlei Nachteile mit sich führt, vor allen Dingen eine erheblich bremsende Wirkung in der Luft herbeiführt.

Eine besonders interessante Maschine zeigte sich in der »Charlotte«, in dem Flugzeug der Berliner Technischen Hochschule, das in der Rhön nach verschiedenen glänzenden Flügen zu einer vollständig schwanzlosen Maschine umgebaut wurde, das heißt die ganzen Steuerorgane lagen am Ende der Flügel, sowohl die Seitensteuerung wie die Höhen- und Quersteuerung. Die Maschine flog ausgezeichnet bei ihrem kleinen Fluge, lag vor allen Dingen sehr sicher, und es ist anzunehmen, daß auf Grund dieser Versuche eine weitere Verfolgung dieses Gedankens stattfinden wird.

Von besonderer Bedeutung waren dann ferner zwei Maschinen, die ein verändertes Profil darboten, d. h. die so gebaut waren, daß der Führer während des Fluges das Profil verändern konnte. Es war eine Maschine von Herrn von Schertel und eine Maschine, »Hessen«, der Darmstädter Fliegergruppe. Vom aerodynamischen Gesichtspunkte aus war die Darmstädter Maschine besser durchkonstruiert, aber Einzelheiten sind wohl noch zu verbessern. Der Gedanke ist der, daß man je nach dem gewünschten Gleitwinkel oder der gewünschten Sinkgeschwindigkeit verschiedenes Profil verwendet. Bei beiden Maschinen war die Konstruktion so durchgebildet, daß der Druckpunkt des Flügels sich trotz der Profiländerung nicht verschieben soll. Die Schertelsche Maschine hat einen kleinen Flug ausgeführt. Dabei stellte sich heraus, daß der Gedanke, den Herr von Schertel durchführen wollte, als nicht ganz gelöst aufzufassen war. Herr von Schertel nahm an, daß die Maschine ohne Höhenruder fliegen könnte. In Wirklichkeit hat der betreffende Führer das Höhenruder energisch betätigt, um einem Absturz zu entgehen. Die Darmstädter Maschine kam leider seither nicht in die Luft, weil der vorgesehene Führer erst am letzten Samstag in der Rhön eintraf und an den beiden letzten Tagen durchaus schlechtes Wetter war, Nebel und Regen, so daß an einen Flug nicht zu denken war.

Es ist nun die Frage, wie wir die Rhönsegelflug-Wettbewerbe weiter gestalten können, vor allen Dingen: Wie können wir ihren Wirkungsgrad sowohl für Wissenschaft, wie für Wirtschaft wesentlich erhöhen? Dazu ist vor allen Dingen nötig, daß der Technische Ausschuß von den vielen Einzelnachprüfungen entlastet wird. Wir müssen dafür sorgen, daß sich die Erbauer von Flugzeugen der Ausschreibung entsprechend in weitgehendem Maße der WGL-Prüfer bedienen. Ich denke mir, die Sache kann in der Weise durchgeführt werden, daß im Laufe der nächsten Monate, spätestens bis Ende des Jahres eine eingehende Anweisung herausgegeben wird, die alle Punkte enthält, die nach Erfahrung der Technischen Kommission bei dem Entwerfen und Bauen des Flugzeuges von Wichtigkeit sind, und diese Anweisungen, die sowohl für die Gruppen, wie die WGL-Prüfer zusammengestellt werden, müssen sämtlichen Gruppen, die irgendwie Interesse für Segelflug haben, rechtzeitig zugehen, auch auf dem Verbandstage des Modell- und Segelflugverbandes, an dem diese fast alle teilnehmen, bekannt gemacht werden. Außer-

Digitized by Google

dem müssen in der Presse und den Fachzeitschriften entsprechende Veröffentlichungen erfolgen. So ist wohl zu hoffen, daß doch die Prüfer wesentlich mehr herangezogen werden, vor allen Dingen, wenn mit aller Schärfe betont wird, daß andere Flugzeuge tatsächlich zurückgewiesen werden. Dann wird für die Mitglieder des Technischen Ausschusses Bahn und Zeit frei, um sich weiter den Fragen wissenschaftlicher Natur widmen zu können. Wir hatten schon in diesem Jahre mancherlei Pläne in der Richtung gefaßt, und Herr Prof. Everling und ich hatten unabhängig voneinander gewisse Ideen dort zur Ausführung bringen wollen. Hauptsächlich dachten wir dabei in Verbindung mit dem Meßtrupp verschiedene Messungen vorzunehmen, die sich auf Gleitwinkel, Sinkgeschwindigkeit, überhaupt allgemeine Flugfähigkeit der Maschinen beziehen sollten. Ein Anfang in dieser Richtung wurde bereits von Dr. Koschmieder, dem Leiter des Meßtrupps in Rositten, gemacht. In der Rhön hatten wir leider zu wenig Gelegenheit, die Sache weiter verarbeiten zu können.

Dann noch eine andere Frage.

Wir hatten zum ersten Male in diesem Jahre Motorflugzeuge in der Rhön. Sie gingen allerdings unter dem Schlagwort: Segelflugzeuge mit Hilfsmotor; in Wirklichkeit waren es aber kleine Motorflugzeuge, denn segeln können die bis jetzt erschienenen Maschinen nicht. Ich glaube wohl sagen zu dürfen, daß derartige Maschinen auf Grund der Erfahrungen in diesem Jahre keinen Wettbewerb gleichzeitig mit Segelflugzeugen in der Rhön haben sollen. Sie beeinträchtigen entschieden das, was wir in der Rhön haben wollen. Dagegen dürften wohl außer den reinen Segelflugzeugen noch wirkliche Segelflugzeuge mit Hilfsmotor durchaus ihre Berechtigung auf der Wasserkuppe finden. Es scheint so, daß wir in Deutschland zurzeit bereits derartige Maschinen haben; und zwar eine Maschine von Martens mit einem neuen Ilo-Motor, der in den nächsten Tagen auf der Rhön eintreffen soll, und anderseits eine von Botsch, Darmstadt, für die Firma Bahnbedarf konstruierte, von der man wohl mit Bestimmtheit erwarten darf, daß sie in guten Luftströmungen segeln kann, nach den Erfahrungen eines kleinen Probefluges von Botsch, der den Apparat auf eine Höhe von 1300 m in 10 Minuten führte. Es wäre zweckmäßig, Maschinen solcher Art auf der Rhön zuzulassen unter der Bedingung, daß sie zunächst ihre Segelfähigkeit beweisen und ohne Hilfsmotor segeln können.

Was die Leistungen der Segelflugzeuge im diesjährigen Rhönwettbewerb betrifft, so ist darüber wenig zu berichten, weil, wie wir heute erst gehört haben, an den 28 Tagen, die wir in der Rhön zusammen waren, 25 Nebel- und Regentage waren. Daß dabei nicht sehr viel Fruchtbringendes geschafft werden konnte, ist selbstverständlich. Aber anderseits muß auch voll und ganz anerkannt werden, daß die paar Stunden, an denen gesegelt werden konnte, uns in jeder Beziehung, ich kann wohl sagen, aufs neue freudige Überraschungen und ein überwallendes Herz gebracht haben, Stunden, die für uns alle unvergeßlich sein werden. Wenn wir diese Leistungen recht würdigen und im übrigen uns vorstellen, was uns die Rhönwettbewerbe noch bringen können, dann müssen wir unbedingt sagen, daß wir mit einem starken Optimismus weiter diese Wettbewerbe veranstalten müssen, daß alle Kraft daran gesetzt werden muß. Eine Reihe von Fragen kann mit Hilfe von Segelflugzeugen wesentlich gefahrloser und billiger gefördert und gelöst werden, als mit Motorflugzeugen. Das beweist z. B. die Entwicklung des Berliner Flugzeugs »Charlotte«. Für diese weiteren Aufgaben müssen die WGL und die Veranstalter des Rhönwettbewerbs im engsten Einvernehmen Hand in Hand gehen, um wirklich Ersprießliches weiter zu erzielen zum Besten der deutschen Wissenschaft. (Beifall.)

In der darauffolgenden Aussprache regt Dr.-Ing. Eisenlohr an, auf Grund der Erfahrungen beim letzten Segelflug, Vorschriften und Anleitungen für die WGL-Prüfer zusammenzustellen, in denen auf besonders zu beachtende Punkte hingewiesen wird.

Er erinnert z. B. daran, daß man bei dem Berliner Flugzeug, das abgestürzt ist, als einzigen Grund, außer den ungünstigen Startverhältnissen, annehmen kann, daß das Höhenruder zu stark ausgeglichen war. Das ist ein Punkt, der, wenn uns 65 Maschinen vorgeführt werden innerhalb 4 Wochen, nicht immer berücksichtigt werden kann. Er meint daher, es sollten alle diese Punkte einmal als »Prüfungsfragen« zusammengestellt werden, um den WGL-Prüfern die Möglichkeit zu geben, möglichst viel an derartige Fälle zu denken. Gerade die abgestürzte Maschine war von einem sehr bekannten Segelflieger genau durchgesehen; aber immerhin finden sich Punkte, die etwas schwach erscheinen und die auf Grund der »Prüfungsfragen« vielleicht schon vorher vermutet werden können und zu einer intensiveren Untersuchung Anlaß geben.

Prof. Schlink: Ich möchte nur bemerken, daß ich selbst schon darauf hingewiesen habe, daß derartige Hinweise und Fragebogen unbedingt rechtzeitig herauskommen müßten, und zwar in einer Form, daß sich die WGL-Prüfer ihrer auch entsprechend bedienen können.

Ehrenvorsitzender Heinrich Prinz von Preußen: Da ich wohl annehmen darf, daß die Aussprache über diesen Punkt geschlossen ist, darf ich Ihnen, Herr Professor, den Dank der Anwesenden für den erstatteten Bericht aussprechen und daran noch den Dank knüpfen, der Ihnen zukommt in Ihrer Eigenschaft als Vorsitzender der sogenannten Teko auf der Rhön.

Ich weiß, daß die Technische Kommission unter Ihrer Leitung in den besten Händen ist und hoffe, daß Sie in Zukunft genau so gut Ihres Amtes walten werden wie in diesem Jahre. (Beifall.)

Aufgaben und Ziele des Segelfluges.[1]

Von E. Offermann.

Das Jahr 1919 — kaum 6 Monate waren nach dem Zusammenbruch verflossen — brachte die Anfänge des europäischen Luftverkehrs, der systematischen Verwendung des Flugzeuges zu friedlichen und wirtschaftlichen Zwecken. Ein Ereignis, welchem ein zweites von gleicher Tragweite im Jahre 1920 folgte: der Aufruf zum ersten Rhön-Segelflugwettbewerb, die ersten Regungen eines systematischen Flugsports, wenn man — wozu man berechtigt ist — solche Zwecke zunächst und allein der Rhönbewegung unterschieben will. Allerdings hatte man sich diese Anfänge eines Flugsports wohl im allgemeinen anders gedacht, und auch der großen Menge der Fachleute lag der Gedanke des motorlosen Fliegens so fern, daß es langer Zeit bedurfte, bis man sich darauf einzustellen vermochte und die Werte entdeckte, die ihm innewohnen. Vom Aufwind und seiner Wirkung bestanden nur Ahnungen und unklare Vorstellungen. Das rein sportliche Bestreben, den »längsten Flug« zu machen, zeitigte schließlich die Entdeckung und Nutzbarmachung des Aufwindes, eine Tat des »fliegenden Ingenieurs«. Die wenigen, die sich mit der Materie schon befaßt hatten, folgten bei der Ausübung des Sports mit motorlosen Flugzeugen überwiegend einem Urtriebe ohne irgendwelches Zielbewußtsein.

Was versteht man nun unter Sport? Sport ist im höchsten und edelsten Sinne der Kampf mit Naturgewalten und die Kunst, sie uns aus eigener Kraft untertan und dienstbar zu machen. Seinen höchsten Ausdruck findet er in Wettbewerben, und sportliche Wettbewerbe erfüllen dann in idealer Weise ihren Zweck, wenn die sich messenden Kräfte schlummernde Kräfte wachrufen, die fortzeugend neue Werte schaffen. Zunächst und allgemein scheint man dieses »aus eigener Kraft« nur auf die mehr oder weniger große Geschicklichkeit durch Übung oder Anlage beziehen zu können, denn körperliche Geschicklichkeit und Übung sind — wie wir wissen — die Grundlagen für jede sportliche Betätigung, im höchsten Maße auch für den Segelflugsport. Ehrgeiz ist bei alledem die Triebfeder. Weiter ist man geneigt, das »sich messen« im Wettbewerb darauf zu beschränken, daß demjenigen der Sieg zugesprochen wird, der eben durch diese hochentwickelte Geschicklichkeit die größte Leistung vollbringt.

Im allgemeinen trifft diese Definition auch auf die Rhön-Segelflugwettbewerbe zu. Sie bedarf jedoch in einem Punkt der Erweiterung, und zwar in einem Maße, wie das auf anderen Gebieten des Sports nicht annähernd der Fall ist. Leuchtet es doch ohne weiteres ein, daß in unserem Falle Leistungen von der Qualität des Geräts, nämlich des Flugzeuges, abhängen und ihnen durch die Wertigkeit desselben Schranken gezogen sind. Nachdem man sich im Anfang mit primitivstem Fluggerät beholfen hat, führte der Drang nach größeren Leistungen ganz automatisch zu seinen Verbesserungen. Und diese Entwicklung der Dinge spielte beim Segelflug eine solche Rolle, daß man von einer eigenen Wissenschaft reden kann, die sich hier herausgebildet hat. Mit dieser Erkenntis ward der Rhön eine zweite hohe Aufgabe zugewiesen, nämlich die wissenschaftliche Entwicklung der Flugzeugzelle, deren befruchtende Wirkung auf das Motorflugzeug auf der Hand lag.

Aus dem Sport mit Segelflugzeugen hat sich dann ein weiteres Ziel ergeben, indem man erkannte, daß die Ausbildung von Flugzeugführern sehr wohl mit motorlosen Flugzeugen durchzuführen ist, und zwar auf erheblich billigere Weise als mit Motorflugzeugen. Immerhin kann man von einer fertigen Ausbildung nicht sprechen aus Gründen, die zu erwähnen hier zu weit führen würde. Die Aus-

[1] Vorgetragen am 22. Oktober auf dem Sprechabend der WGL in Berlin.

Digitized by Google

bildung auf Segelflugzeugen und Motorflugzeugen wird sich in Zukunft vorteilhaft ergänzen. Darüber ist man zu einer gewissen Klarheit gediehen.

Nur das hochwertige Fluggerät wird letzten Endes imstande sein, dem Fliegernachwuchs auf die Dauer den Reiz des Sportes zu gewähren und zu erhalten. Man kann unmöglich denjenigen beipflichten, die unter Verkennung dieser Tatsache die Ansicht vertreten, nur das Gleitflugzeug als Gerät minderer Leistungsfähigkeit sei berufen, die Bedürfnisse des Sports zu befriedigen. Sicher ist das »Luftrodeln« eine ausgezeichnete, notwendige und durch nichts Besseres zu ersetzende Vorschule des Fliegens. Die Bestrebungen, den Sinn für das Fliegen und die Kenntnis seiner elementaren Grundlagen in die Schulen zu tragen, indem man den Lehrern der Jugend Ausbildungskurse im Luftrodeln ermöglicht, sind äußerst begrüßenswert und werden sicher ihren Zweck erfüllen. Wiederum darf man nicht vergessen, daß die Entwicklung hochwertiger Segelflugzeuge auch nicht allein einem Sportbedürfnis entgegenkommen soll, sondern seine höhere Mission darin liegt — wie schon gesagt — befruchtend auf die Entwicklung der Motorflugzeuge zu wirken. Wenn auch immer wieder behauptet wird, der Segelflug sei überlebt, er habe seinen Höhepunkt überschritten, das Gerät sei nicht weiter entwicklungsfähig, die Segelflug-»Bewegung« stagniere, so wollen wir uns dadurch nicht beirren lassen. Das Schwergewicht der Bewegung liegt einmal in der Nachwuchsfrage, wo die Schulung auf motorlosen Flugzeugen ihr Teil zur Lösung beiträgt, was — und das ist wesentlich — Vorbedingung für jeden Absatz von Sportflugzeugen ist. Das andere Mal — wie wiederholt hervorgehoben — auf der Entwicklung des Geräts und speziellen Versuchen mit solchen. In welcher Richtung hier zu arbeiten ist, das ist Sache der Aerodynamiker, Konstrukteure und Meteorologen. Daß es aber noch viel Arbeit auf diesem Gebiet gibt, dürfte jedem Einsichtigen klar sein. Es kann doch kein Zweifel darüber bestehen, daß das Motorflugzeug, unbeschadet aller seiner bisherigen Leistungen und der rapiden Entwicklung, die es genommen hat, doch noch ein unvollkommenes Instrument ist und dem Forscher und Ingenieur noch ein reiches Feld der Betätigung bietet. Und wer wollte behaupten, daß der Segelflug als Selbstzweck nicht mehr entwicklungsfähig ist! Allerdings setzen alle weiter gesteckten Ziele, die man wohl im dynamischen Segelflug sehen kann und die manchem wohl auch im reinen »Menschenflug« vorschweben mögen, eine breitere Basis voraus und haben neben den bekannten neue Grundlagen zur Voraussetzung, auf die hier nicht eingegangen werden kann. Zu diesen fehlt es nicht an wesentlichen Ansätzen. Natürlich ist es unklug, wenn — wie das in der Presse auch in diesem Jahr wieder geäußert wurde — von der Rhön Zeichen und Wunder erwartet werden. Solche Äußerungen sind nur geeignet, die Erwartungen über Gebühr zu spannen, deren Rückschlag dann schwere Enttäuschung sein muß. Die Presse sucht und verlangt die Sensation. Sie steht aber darin in direktem Gegensatz zur Rhönbewegung, zum Rhöngeist. Der sucht die Sensation nicht. Wir hätten sie dann in dem denkwürdigen Jahre 1922 nicht erlebt. Nein! Die Rhön arbeitet! Sie setzt Gut und Blut aufs Spiel und treibt die Forschung in dem großen »Freiluftlaboratorium« auf ihre Weise. Mit systematischer Auswertung der Flüge tragen wir unsern Flugzeugführern, die in glücklichster Weise Sportgeist und Forschungsdrang in sich vereinigen, den Dank für ihren selbstlosen Einsatz ab.

Sieht man sich die verflossenen Rhön-Segelflugwettbewerbe an, so ist es nach dem bisher Gesagten unverkennbar, daß es keine Schwierigkeit bot, in den Ausschreibungen sowohl die sportliche als auch die wissenschaftliche Seite gleichzeitig zu berücksichtigen und die Entwicklung der Geschicklichkeit in der Führung der Flugzeuge wie auch im Bau des Fluggeräts gemeinsam zu fördern. Lediglich schwierig infolge der Geldknappheit war die gleichmäßige Berücksichtigung der Junioren und Senioren, wenn wir die Flugzeugführer kurz in diese Gruppen einteilen wollen: die erstere als solche reinen Nachwuchses, also ohne Ausbildung auf Motorflugzeugen, die andere als solche ausgebildeter Motorflugzeugführer. Hinzu trat noch die Unmöglichkeit einer eindeutigen Klassifizierung der Flugzeuge bzw. der Fluggeräte in Gleitflugzeuge und Segelflugzeuge. Die Grenze ist — wie gesagt — hier nicht klar zu definieren, und es bedeutet lediglich einen kümmerlichen Versuch hierzu, wenn wir sagen, daß das Segelflugzeug ein hochentwickeltes Gerät ist, welches alle Fähigkeiten in sich birgt, einen Segelflug auszuführen, d. h. nach dem augenblicklichen Stande der Entwicklung unter bestimmten Windverhältnissen, deren Brauchbarkeit bekanntlich von der Gestaltung des Geländes und allgemeinen meteorologischen Zuständen abhängig ist, in der Lage ist, negative Sinkgeschwindigkeit — das Charakteristikum des Segelfluges — zu erzielen. Dies letztere bedeutet nichts anderes als eine — wenn auch vorübergehende — Überhöhung des Startpunktes. Schließlich stand man im Hinblick auf die beschränkten Mitteln immer wieder vor der Frage, ob man die vertikale Entwicklung der Segelflugbewegung mehr unterstützen sollte, deren Schwergewicht auf der Forschung liegt, oder den horizontalen Ausbau, dessen Schwergewicht in der Nachwuchsfrage liegt. Man hat nach Möglichkeit beidem Rechnung zu tragen. Die Wirkung übersehen läßt sich nur in der Nachwuchsfrage, nicht in der Forschungsfrage. Es wäre aber falsch, die letztere deshalb zu vernachlässigen, während man anderseits wieder durch leicht zu gewinnende Preise neue Flugbegeisterte anlocken muß, um durch Zuführung frischen Blutes die Bewegung zu erhalten. In beidem wird die Zukunft durch die Rhön-Rossiten-Gesellschaft und der dadurch zur Verfügung stehenden größeren Mittel Erleichterung schaffen. Immerhin war es auch bis jetzt möglich, durch spontane Stiftungen von Sonderpreisen Lücken auszufüllen, Härten zu überbrücken und Vorstufen zu Leistungen zu schaffen, die ein besonderes Maß von Initiative verlangten. Was die Wettbewerbsausschreibung für die Seniorenklasse, d. h. die Segelflugzeugklasse anbetrifft, so kann man feststellen, daß es immer besser ist, die Bedingungen bzw. die Forderungen zu hoch zu stellen als zu niedrig, wenn man der sportlichen und wissenschaftlichen Ergiebigkeit Rechnung tragen will. Denn nicht die Erfüllung der Bedingungen ist allein wertvoll, sondern auch in hohem Maße der Versuch zur Erfüllung, weil im Mißerfolge oft mehr Erfahrungen gesammelt werden. Eine gewisse diskretionäre Gewalt des Preisgerichts wird es in jedem Falle ermöglichen, den Bewerbern gerecht zu werden. Was die Juniorenklasse anbetrifft, so wird es sich im allgemeinen empfehlen, mehr mit kleinen aber zahlreichen Tagesprämien zu arbeiten, als größere Mittel auf einige wenige Preise zu konzentrieren. Das wird auch bis zu einem gewissen Grade in Zukunft Vorteile für die Seniorenklasse haben, nachdem sprunghafte Fortschritte fürs erste kaum zu erwarten sind. Für Flugzeuge, die vorschriftsmäßig vor dem Wettbewerb baulich abgenommen sind, sollte grundsätzlich eine Prämie ausgesetzt werden, sobald sie ihren Abnahmeflug erledigt haben, schon um die technische Kommission zu entlasten, hauptsächlich aber um einen Ansporn zu geben.

Ein neues Moment im diesjährigen Rhön-Segelflugwettbewerb waren die sog. »Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren«. Wir glauben nicht, daß jemand in der Lage ist, eine unbedingt eindeutige Definition über diesen Flugzeugtyp zu geben. Die Definition, die vor längerer Zeit festgelegt wurde, und die in den Grundzügen besagte, daß das Flugzeug auch mit ausgebautem Motor in der Lage sein müßte, Gleit- bzw. Segelflüge auszuführen, dürfte für die Verhältnisse der Wasserkuppe nicht genügen. Entsprochen hat dieser Definition beim Wettbewerb auf der Wasserkuppe außer dem Bäumerschen Flugzeug nicht ein einziges. Alle anderen waren lediglich schwachmotorige Flugzeuge konventioneller Anordnung. An diesem Umstande lag es zum großen Teil, daß die Ausführungsbestimmungen zu den Bedingungen des Wettbewerbes große Schwierigkeiten bereiteten, welche beispielsweise darin lagen, daß die beteiligten Flugzeuge mit normalen Fahrgestellen ausgerüstet und auf diese Weise für Start und Landung auf bestimmte Gelände angewiesen waren. Infolgedessen war das völlige Ausfliegen von Betriebsstoff zwecks Feststellung von Wirtschaftlichkeitsgraden mit Gefahren für die Flugzeuge und ihre Besatzung verbunden, was man nach dem, was den Veranstaltern als »Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren« bei der Ausschreibung vorgeschwebt hatte, nicht voraussehen konnte. Daraus würde sich für die speziellen Verhältnisse der Wasserkuppe automatisch eine weitere Definition für Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren ergeben, welche besagt, daß diese Flugzeuge mit Kufen oder ähnlichem ausgerüstet sein müssen, welche eine gefahrlose Landung auf jedem Gelände ermöglichen und der Start unter Zuhilfenahme von Gummiseilen oder anderen Hilfsmitteln erfolgen darf.

Die grundsätzliche Frage, ob es richtig war, überhaupt Motorflugzeuge zu dem Rhön-Segelflugwettbewerb zuzulassen, wird fraglos von der Tatsache berührt, daß man sich über die obigen Zusatzforderungen nicht klar war, und die Frage findet hiermit hoffentlich für die Zukunft eine gewisse Klärung; denn darüber sind wir uns alle einig, daß solche Flugzeugtypen, wie sie dieses Jahr in der Rhön mitkonkurrierten, nicht auf die Wasserkuppe gehören, sondern in die Ebene. Damit bleibt aber doch die Frage bestehen, welche Mission dann in Zukunft »Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren« in der Rhön und speziell in ihren Wettbewerben erfüllen können, und die scheinen mir nicht auf sportlichem Gebiet zu liegen, sondern auf rein wissenschaftlichem Gebiet. Denn streng genommen soll der Motor doch nur die Aufgabe erfüllen, das Segelflugzeug dahin zu bringen, wo es Segelflüge ausführen oder Auftriebsstudien betreiben kann. Es soll also auch mehr Mittel zum Zweck sein. Unter dem Gesichtspunkt ließe es sich allein noch einmal verantworten,

Digitized by Google

Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren, die aber dann tatsächlich allen geforderten Definitionen entsprechen müssen, auf die Wasserkuppe zu ziehen und unverhältnismäßig große Kräfte an die Sache zu fesseln, die dem reinen Segelflug verloren gehen. Es wird sich wohl kaum bestreiten lassen, daß die Zulassung von sog. »Segelflugzeugen mit Hilfsmotoren« auf der Wasserkuppe dem reinen Segelflug mehr Schaden als Nutzen gebracht hat, und daß die Opposition, die sich im vorigen Jahre dagegen geltend machte, Recht behalten hat. Die Opposition brauchte kein Grund zu sein, sich die Errungenschaften der Rhön nicht für schwachmotorige Flugzeuge nutzbar zu machen, welcher Mangel an Einsicht ihr ungerechterweise zugeschoben wurde.

Noch einige Worte zu den Wertungen der Ausschreibung für »Segelflugzeuge mit Hilfsmotoren«. Der Ausschreiber war erklärlicherweise bestrebt, eine wissenschaftliche Ausbeute zu erzielen, und die Schwierigkeit, die nicht erkannt wurde, lag darin, alle Momente rein sportlicher Art oder besser gesagt persönlicher Unzulänglichkeit auszuschalten und das reine wissenschaftliche Ergebnis zu erfassen. Nehmen wir als Beispiel den Zielflug nach Kissingen. Ganz abgesehen davon, daß die zugrunde gelegte Wertungsformel wissenschaftlich unzulänglich war, was aber auf unsere augenblickliche Untersuchung ohne Einfluß ist, bezweckte die Formel offenbar, ein Bild über den mechanischen Wirkungsgrad der Flugzeuge zu erhalten. In der betreffenden Wertungsformel gingen der Betriebsstoffverbrauch als Faktor und die Flugdauer mit der zweiten Potenz ein. Sollten die so erhaltenen Zahlen ein einwandfreies vergleichendes Bild ergeben, so mußten alle Flugzeuge genau denselben Weg zurücklegen ohne Abweichung nach Höhe und Breite, d. h. man hätte einen Draht ziehen müssen von der Wasserkuppe nach Kissingen und die Flugzeuge an diesem Draht entlang fliegen lassen müssen. Hat man also nicht die Garantie, daß alle Momente persönlicher Unzulänglichkeit unbedingt ausgeschaltet sind, so haben solche Formeln mit dem Zweck einer wissenschaftlichen Wertung keinen Nutzen. Dieses Beispiel ließe sich durch weitere ergänzen. Der Zweck ist der, anzuregen, in Zukunft grundsätzlich nach den Gesichtspunkten strikter Trennung sportlicher und wissenschaftlicher Wertung zu verfahren und besonders die Formeln für wissenschaftliche Wertungen scharf daraufhin zu prüfen. Es ist eine erfreuliche Tatsache, daß die neugebildete Rhön-Rossiten-Gesellschaft (R.R.G.), die früher bereits erwähnt wurde, ihr Arbeitsprogramm nach ähnlichen Gesichtspunkten, nämlich der strikten Trennung des Segelflugsportes und der Ausbildung, von der wissenschaftlichen Forschung und der Entwicklung des Gerätes, aufgestellt und in der Erkenntnis des Wertes der Rhön und des Geländes von Rossiten als Freiluftlaboratorium eine ständige Forschungsstelle eingerichtet hat. Die Gründung der R.R.G. als Verein, deren Notwendigkeit allen Einsichtigen klar war, ist leider von nur zu einflußreicher Seite in völliger Verkennung der Zusammenhänge und unter Mißbrauch eines ungültigen Statutenentwurfs in der Presse als überflüssig bezeichnet worden. Vereine mit überlebten Statisten sind zu solchen Aufgaben, wie sie hier vorliegen, allerdings nicht zu gebrauchen. Die Form ist auch Nebensache. Wir brauchen Persönlichkeiten, die arbeiten und etwas von der Sache verstehen, und den Geist einer ehrlichen Tatkraft.

Die Arbeiten des Meßtrupps während des 2. Segelflug-Wettbewerbes in Rossitten 1924.

Von Harald Koschmieder, Frankfurt a. M.

Der Ostpreußische Verein für Luftfahrt übertrug mir die Durchführung des Meßdienstes bei dem 2. Küstensegelflugwettbewerb in Rossitten am 10. bis 16. Mai 1924. Die Vorbereitungen hierfür hatte Herr Simon übernommen. Die an den Messungen beteiligten Herren sahen sich zum größten Teil vor ganz neue Aufgaben gestellt. Das bedeutete von vornherein eine große Belastung für die Arbeiten. Welche Schwierigkeiten der Meßdienst einem ungeübten Trupp entgegenstellt, ist im allgemeinen schwer zu sagen: Meist sind es weniger die Beobachtungen selbst als vielmehr Protokoll, Zeit, Zeitvergleiche, Nullpunkte usw. Doch sei den Beobachtern auch hier für ihren großen Eifer gedankt. — Die Auswertung der Flugbahnen und der Aufwinde übernahmen wieder die Herren Dubois und Kaempfert.

Der Optischen Anstalt C. P. Goerz, Berlin, danke ich auch an dieser Stelle für die Leihgabe eines Invertentfernungsmessers von 1,50 m Basis, der uns vorzügliche Dienste leistete.

Der Ostpreußische Verein für Luftfahrt stellte in dankenswerter Weise Mittel für die vorliegende Arbeit zur Verfügung.

I. Gleitwinkelmessungen.

Auf Veranlassung der Herren Prandtl und Pröll benutzte ich einige windstille Tage zu Gleitwinkelmessungen. Für diese Aufgabe bestand hier die große Schwierigkeit, daß als Startstelle nur der Schulberg mit einer Höhe von 30 m in Betracht kam. Infolge der geringen Höhendifferenz war auch nur eine kleine Flugdauer, bestenfalls 50 s, zu erzielen. In dieser Zeit mußten aber mindestens 4 bis 5 Flugpunkte bestimmt werden, damit der durch den Seilzug beim Start erzielte Höhengewinn eliminiert werden konnte. Um diese Punktzahl zu erreichen, wurde in folgender Weise verfahren: Um Seitenwinkelschwankungen praktisch auszuschließen — je weniger unabhängige Messungen, um so geringere Fehlermöglichkeiten, zumal bei ungeübten Beobachtern — wurden je zwei Theodoliten und Entfernungsmesser hinter der Startlinie aufgebaut. Alle vier Instrumente arbeiteten unabhängig voneinander, um so viel Meßpunkte zu erzielen, als nur möglich. Nach einigen Versuchen erhielten wir am letzten windstillen Tage noch je eine Messung von H 6 (Führer Koch) und Strolch (Führer Martens). Beiden Herren war als Aufgabe des Fluges größte Flugweite und geringste Steuerbetätigung angegeben worden.

Die einzelnen Meßdaten sind in den Abb. 1 und 2 durch Punkte oder Kreuze gekennzeichnet. Höhenwinkel, Azimut (gerechnet gegen die Linie Beobachtungsort—Landung, positiv nach SE, negativ nach NW) und Entfernungen sind als Funktion der Zeit eingetragen. Bei der Messung von H 6 fiel ein Theodolit aus, der Höhenwinkel von — 2,5° bei sec. 41 ist wohl ein — allerdings schwer verständlicher — Beobachtungsfehler; bleibt er unberücksichtigt, so wird die Höhenzeitkurve ab sec. 15 eine Gerade, die Punkte sec. 35 und 45 der Höhenzeitkurve sind noch eine Folge des Höhenwinkelwertes bei sec. 41. Die Daten bei Martens befriedigen weit mehr; dort ist ein Entfernungsmesser ausgefallen.

Aus den gemessenen Entfernungen und Höhenwinkeln wurden in der eingezeichneten Weise graphisch Mittelwerte gebildet, und aus diesen die Höhenzeitkurve berechnet, von 5 zu 5 s. Die den geradlinigen Stücken der Höhenzeitkurve entsprechenden Flugbahnteile wurden als beschleunigungslos angesehen und aus der Höhenzeitkurve die Sinkgeschwindigkeit v_s und aus der Entfernungszeitkurve die horizontale Flugzeuggeschwindigkeit v_h entnommen. Die Azimutänderungen sind unberücksichtigt geblieben, sie ändern die Entfernungen um noch nicht 1 vH, wie eine graphische Auswertung ergab.

Beide Flüge gingen vom Schulberg aus, in der Richtung auf die Vogelwiese, also von NE nach SW. Während des Fluges von Koch herrschte NW von 1,5 bis 2,0 m/s, ab sec. 20 befand sich Koch bereits abseits des Hanges und kann keinen Aufwind mehr benutzt haben. Während des Fluges von Martens herrschte NW bis höchstens 0,2 m/s (immer bezogen auf die Schulbergspitze), d. h. praktisch Windstille.

Die Sekunden 20 bis 40 ergaben dann folgende Werte:

	berechnet [1]			beobachtet			Führer
Flugzeug	v_s	v_h	$\varepsilon = \frac{v_s}{v_h}$	v_s	v_h	$\varepsilon = \frac{v_s}{v_h}$	
H 6	0,46	13,3	1:29	0,59	11,3	1:19,2	Koch
Strolch	0,57	11,5	1:20,5	0,64	12,8	1:20,1	Martens

Von anderer Seite ist kürzlich [2]) auf Grund der Rossittener Messungen eine erheblich kleinere Sinkgeschwindigkeit für »Strolch« angegeben worden. Der Wert ist aber zu klein, da zur Auswertung nur die Höhendifferenz zwischen Start und Landestelle benutzt wurde und ein Höhengewinn von 4 bis 5 m durch den Startseilzug hier 20 bis 25 vH der Höhendifferenz Startstelle—Landestelle ausmacht. Abb. 1 und 2 zeigen gerade, welchen starken Höhengewinn Martens durch seine Startmethode (Aushängen des Startseiles vom Flugzeugführer aus) erzielt hat. Der Höhengewinn in den ersten Sekunden, der sich hier infolge der unteren Meßgrenze der E. M. der Beobachtung entzog, muß im Verhältnis zu Koch ein sehr großer gewesen sein.

Die Messungen wurden mit dieser Ausführlichkeit besprochen, um die volle Möglichkeit einer Nachprüfung und Bewertung zu geben. Wenn den mitgeteilten Werten auch keine allzu große Ge-

[1]) Die berechneten Werte von H 6 nach Mertens, Meyer-Cassel und Günther. Herrn Prof. Pröll danke ich für die freundliche briefliche Mitteilung. — Die Werte für Strolch nach freundlicher mündlicher Mitteilung von Herrn Dipl.-Ing. Martens in Rossitten.

[2]) Fliegerring-Nachrichtenbl., 3, Juni 1924, ZFM 15, S. 142, 1924.

Digitized by Google

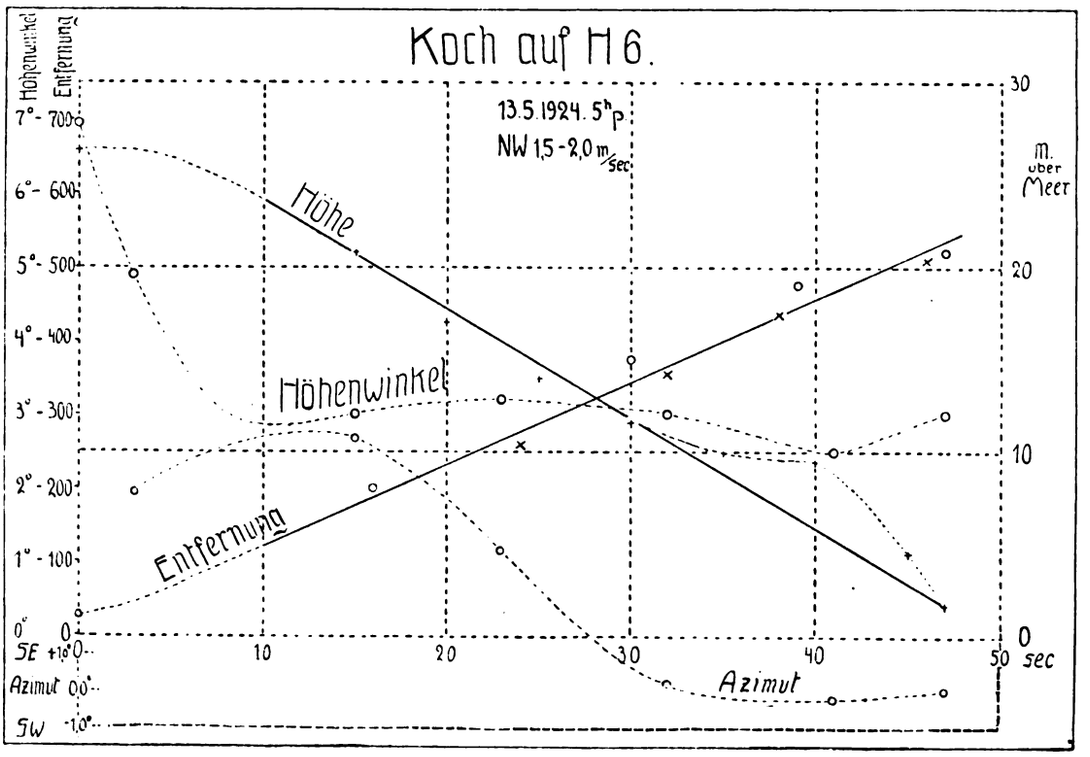


Abb. 1.

nauigkeit zukommt, so liefern sie doch zum ersten Mal gemessene Flugeigenschaften.

II. Flugbahnen.

In derselben Weise, wie für den vorjährigen Rhönwettbewerb[1]) seien auch hier einige Flugbahnen wiedergegeben.

In Abb. 3 ist ein Ausschnitt aus dem 8½-Stundenflug von Schulz am 11. V. 1924 dargestellt. Die Punkte liegen zeitlich eng aneinander. Es fallen drei bis vier Punkte auf die Minute. Es liegt keine Veranlassung vor, an der Zuverlässigkeit der Messungen zu zweifeln, auch bei den Punkten 14 und 51, die Horizontalgeschwindigkeit über Grund geht nicht über 5,8 m/s hinaus. Es wurde bewußt auf eine Verbindung der Punkte durch einen Kurvenzug stetiger Krümmung verzichtet. Die Flugbahn weist zahlreiche Ecken auf. Das ganze Problem, seitliche und normale Abtrift und nutzbarer Flugraum als Folge der vorgegebenen Geschwindigkeiten des Windes und des Flugzeuges, hat J. Ackeret[1]) ausführlich dargestellt. Dafür ist der vorliegende Flug ein schönes Beispiel. Der für Schulz nutzbare Flugraum ist im Aufriß aus Abb. 10 ersichtlich. Die übrigen, hier nicht eingezeichneten Punkte des 8½ h dauernden Fluges fallen fast ausnahmslos in diesen Aufrißausschnitt[2]).

[1]) H. Koschmieder, P. Dubois, W. Kaempfert, ZFM 15, S. 3, 1924.

[1]) ZFM, 14, S. 87, 1923.

[2]) In diesem Zusammenhange komme ich auf die Darstellung der Rhönflüge 1923 a. a. O. zurück. Die Flüge von Thomas,

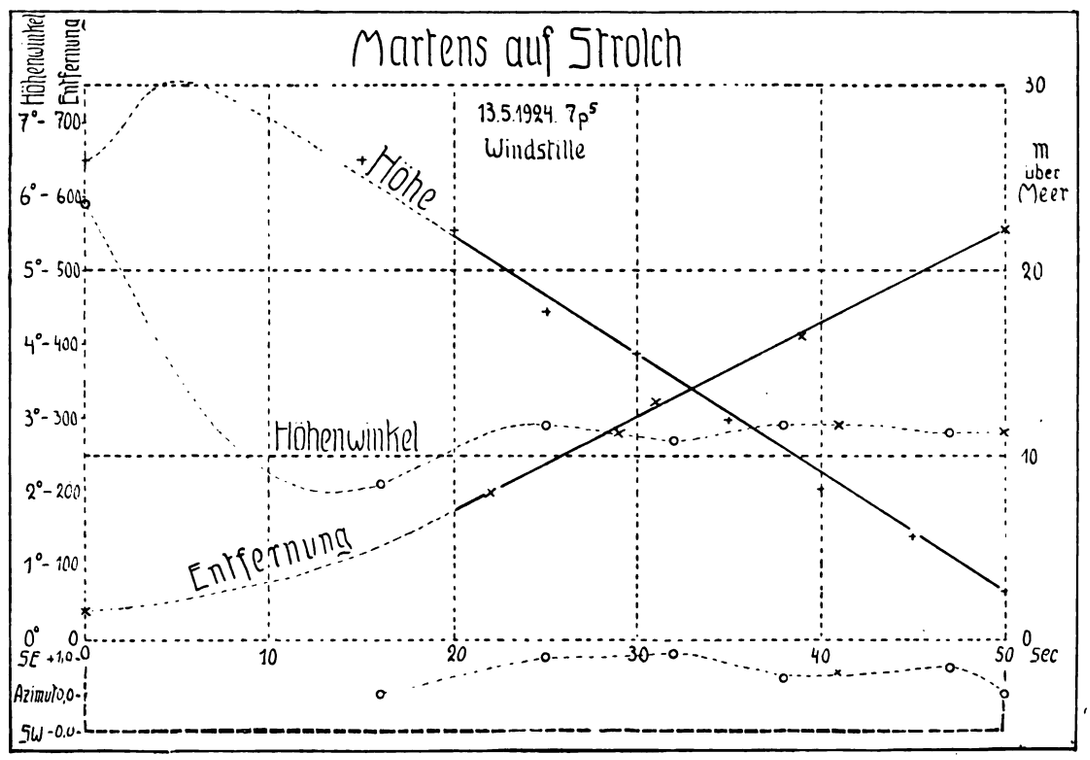


Abb. 2.

Digitized by Google

Der schöne 30 Minutenflug von Koch mußte infolge grober Meßfehler für eine Auswertung verworfen werden.

Der interessanteste Flug ist zweifellos der von Martens auf Strolch am 11. V. 1924. Er ist in seiner ganzen Ausdehnung in Abb. 4 eingezeichnet, das erste Stück ist in Abb. 5 nochmals in fünffachem Maßstab wiederholt. Die mit Berücksichtigung der Beschleunigungen ermittelten Aufwindwerte sind dort jeweils den Punkten beigeschrieben. Bei den Punkten 39 bis 41 sind die Azimute ausgefallen. Die Höhe 240 m über Meeresniveau ist einwandfrei festgestellt: Martens und ich haben — bei vollem gegenseitigen Vertrauen, aber im Interesse der Sache — uns gegenseitig mit aller Vorsicht kontrolliert. Martens bezeichnete den Punkt 42 als seinen höchsten Punkt mit einer Höhe von 235 m nach Angabe seines Höhenmessers, die Messung mit Theodolit und E. M. ergab 240 m. Die Übereinstimmung auf 5 m bei einer Entfernung von 5700 m muß als sehr befriedigend bezeichnet werden. Ich erwähne das hier ausdrücklich, weil dieser Wert von Wichtigkeit ist. — Martens fügte hinzu, daß er unmittelbar darauf stark gedrückt habe, was ja auch der Messung entspricht. Zwei weitere, allerdings sehr angenäherte Höhenangaben von Martens sind mit einem Kreuzchen gekennzeichnet, nach Punkt 45 ist die Bahn nach den Angaben von Martens eingezeichnet.

In Abb. 6 ist noch der Flug von Martens auf Max mit 4 PS Hilfsmotor am 11. V. 1924 dargestellt, das gestrichelte Stück stellt den Motorflug, das ausgezogene Stück den Segelflug mit abgestelltem Motor dar.

III. Der Aufwind im zweidimensionalen, stationären Falle.

Das Rossittener Gelände ist in seltenem Maße zum Studium des Aufwindes im zweidimensionalen Falle geeignet. Bei günstigem Segelwind, also SE, streicht die Luft 20 bis 30 km weit über das Haff und tritt in wesentlich geordnetem Zustande an die Küste heran, wird in einer Ausdehnung von 10 km (von der schmalen Senke bei Pillkoppen abgesehen) an den Steildünen heraufgepreßt, die im Mittel unter 32° Neigung auf 50 m ansteigen, und gleitet dann auf dem weniger geneigten Nordwesthang zur Ostsee herab. Die Breite der Düne beträgt rd. 500 m, die der Nehrung zumeist 1200 bis 1500 m, die Nehrung erweitert sich erst nördlich von Pillkoppen nur stellenweise auf 2000 und 3000 m. Diese einfachen topographischen Verhältnisse gestatten einen Vergleich der gemessenen Werte mit den theoretisch errechenbaren.

Die drei hier verwertbaren Theorien machen sämtlich folgende Voraussetzungen: 1. Zeitliche und räumliche Windkonstanz im ungestörten Felde, 2. wirbelfreie Potentialströmung, 3. reibungslose Gleitung am Küstenprofil.

In den hier durchgerechneten Beispielen ist durchgängig die Windgeschwindigkeit U im ungestörten Felde, d. h. praktisch in 1000 m Küstenabstand, gleich 10 m/s angenommen. Zur Aufwinddarstellung sind nicht die den Problemen entsprechenden natürlichen Koordinationssysteme benutzt, sondern der bequemeren Vergleichbarkeit wegen ein System $X\,Y$, dessen Ursprung in den Dünenfuß, dessen X- bzw. Y-Achse in die Horizontale bzw. Vertikale fällt.

Die erste Theorie, die für unsere Zwecke anwendbar ist, stammt von Pockels[1]). Pockels geht von der Kontinuitätsgleichung aus und berücksichtigt die Abnahme der Luftdichte mit der Höhe. Er erhält als Geschwindigkeitspotential eine trigonometrische Reihe, die eine Anpassung der Lösung an ein vorgegebenes periodisches Bodenprofil gestattet. Ist φ das Geschwindigkeitspotential, liegt die X-Achse in der Horizontalen, die Y-Achse in der Vertikalen, ist $\frac{\partial \varphi}{\partial x} = u$, $\frac{\partial \varphi}{\partial y} = v$, ε die Luftdichte, $q = 7991^{-1}$, alle Längen in Meter, so folgt aus

$$\frac{\partial (\varepsilon u)}{\partial x} + \frac{\partial (\varepsilon v)}{\partial y} = 0 \text{ und } \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} = -\varepsilon q$$

$$\Delta \varphi = q \frac{\partial \varphi}{\partial y},$$

wofür das allgemeine Integral lautet:

$$\varphi = a \left\{ x - \sum_{\nu} b_\nu \cos m_\nu x \cdot e^{-n_\nu y} \right\}.$$

a ist dabei die Geschwindigkeit für $x = 0$. In unserer Darstellung ist $x = y = 0$ bei $X = -50$, $Y = 25$. a bestimmt sich aus

Martens und vor allem von Thomsen sind zum allergrößten Teil tatsächlich in den dargestellten, stetig gekrümmten Bahnen verlaufen. Das trifft aber nicht zu zum Teil schon bei Hackmack, besonders aber bei Spieß. Spieß hat, wie Schulz, zumeist geschoben bzw. Stillstand über Grund erreicht, die Bahn ist keineswegs stetig gekrümmt gewesen. Deswegen bemerkte ich auch a. a. O.: »Die Abbildungen geben die Flüge in ihrer Gesamterscheinung einwandfrei wieder. . ., dagegen ist in Abb. 3 der Flug von Spieß, obwohl die Punkte einzeln zuverlässig sind, nicht mehr als eine rohe Wiedergabe. . .«

[1]) Annalen der Physik, 4, S. 459, 1901. Siehe auch Met. Zeitschr. 18, S. 300, 1901.

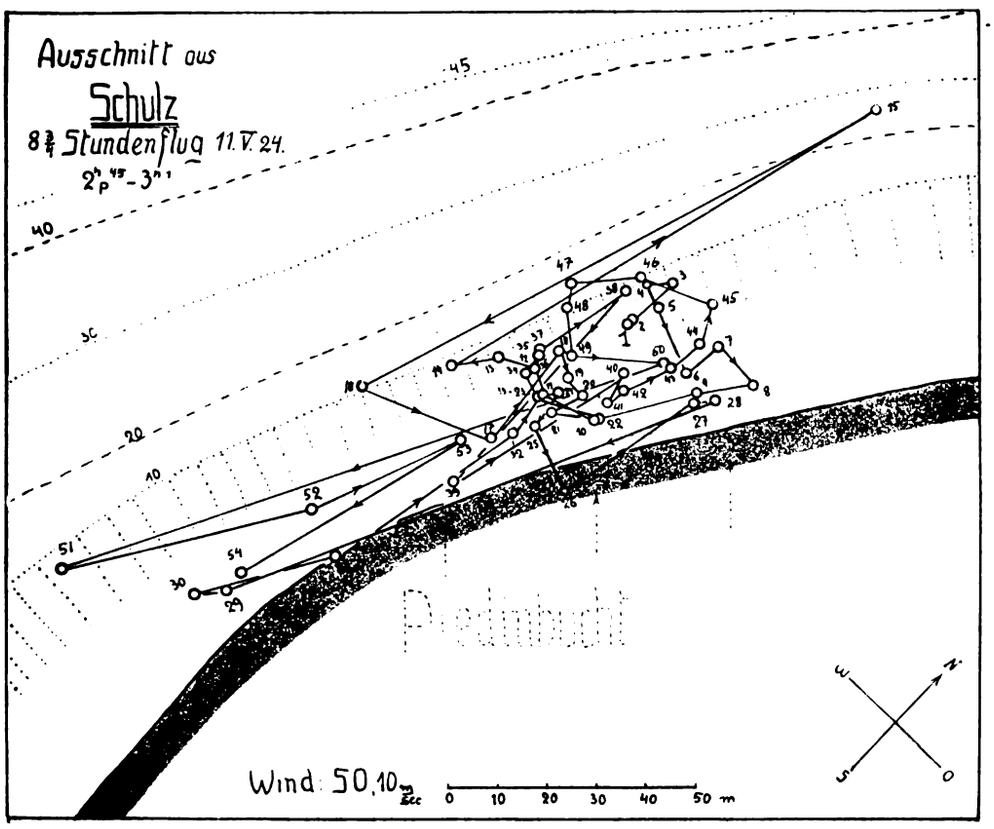


Abb. 3.

Digitized by Google

$U = 10$ m/s zu 12,7 m/s. Das Profil folgt als Stromlinie in der Form

$$\eta = \sum_{\nu} b_\nu \frac{n_\nu}{m_\nu} \sin m_\nu x.$$

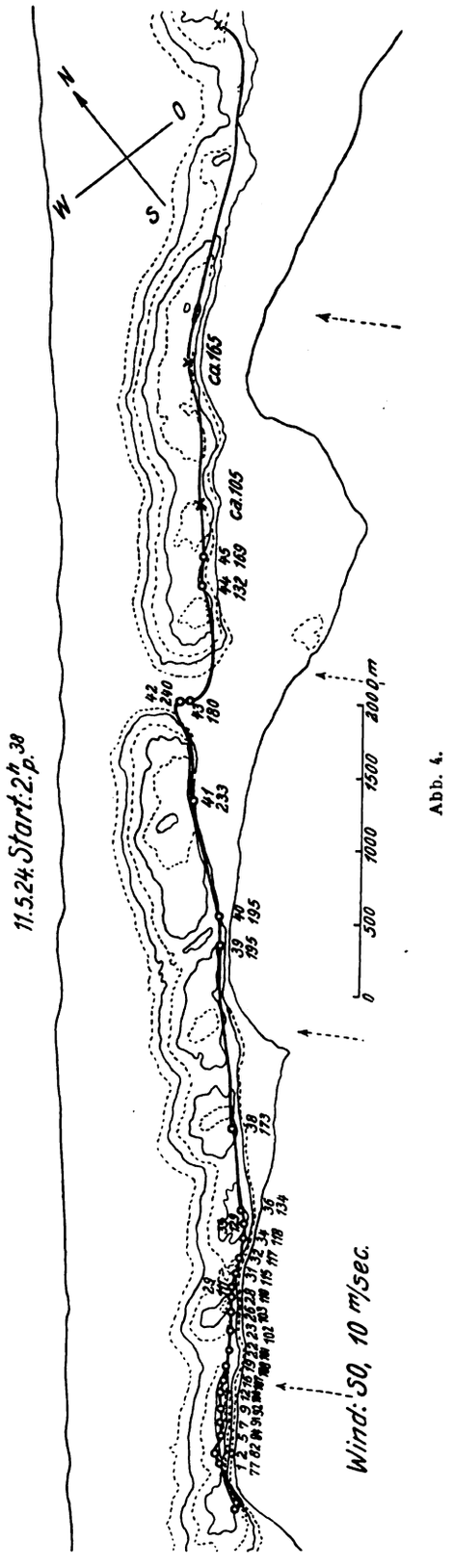


Abb. 4.

Die Koeffizienten bestimmen sich aus dem Bodenprofil, dessen Form Pockels durch

$$\eta = \frac{24\,H}{\pi^2} \sum_{\nu} \frac{1}{\nu^2} \cdot \sin \frac{\nu \pi}{b} \cdot \sin \frac{2\,\nu\,\pi}{\lambda}\, x$$

als vorgegeben betrachtet.

Entsprechend der hier in Betracht kommenden Dünenhöhe wird die Amplitude der Profilkurve $H = \frac{50}{2} = 25$ m. Um eine der Dünenböschung (32°) angepaßte Neigung (33°) der Profilkurve zu erhalten, muß $\lambda = 500$ m gewählt werden. Dann erhalten die Konstanten die Werte:

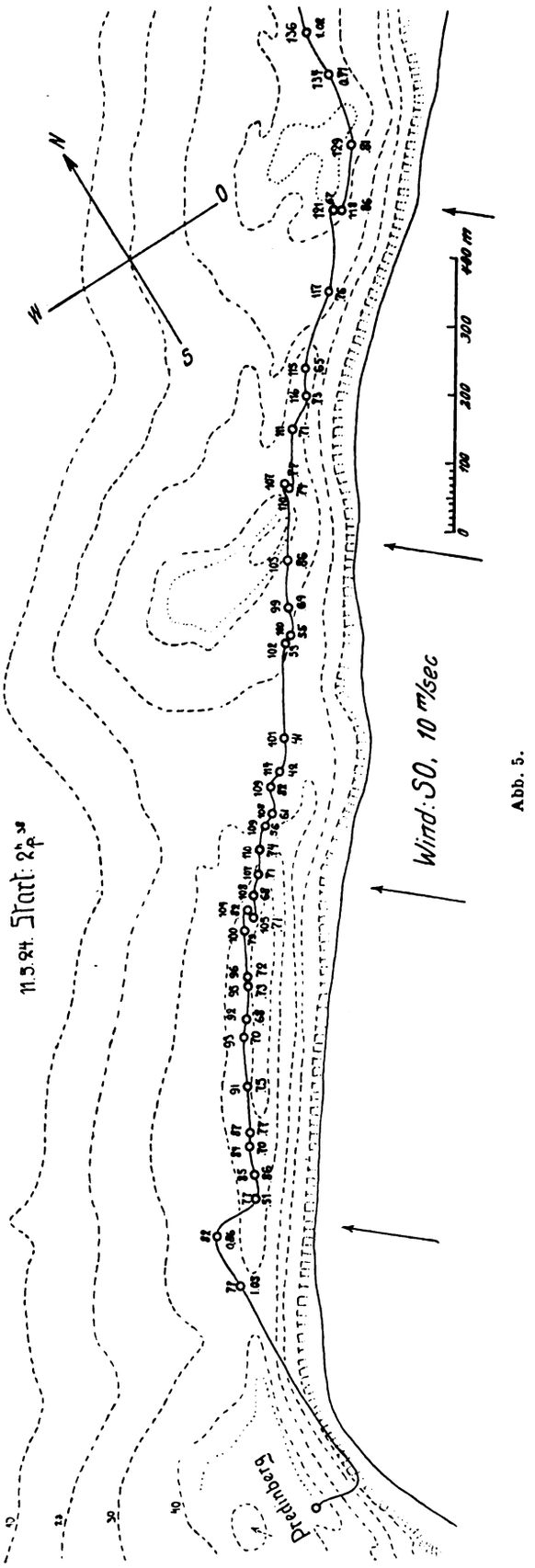


Abb. 5.

ν	$10^2 \times m_\nu$	$10^2 \times n_\nu$	b_ν
1	1,256	1,250	30,56
3	3,768	3,762	6,75
5	6,280	6,274	1,22

Digitized by Google

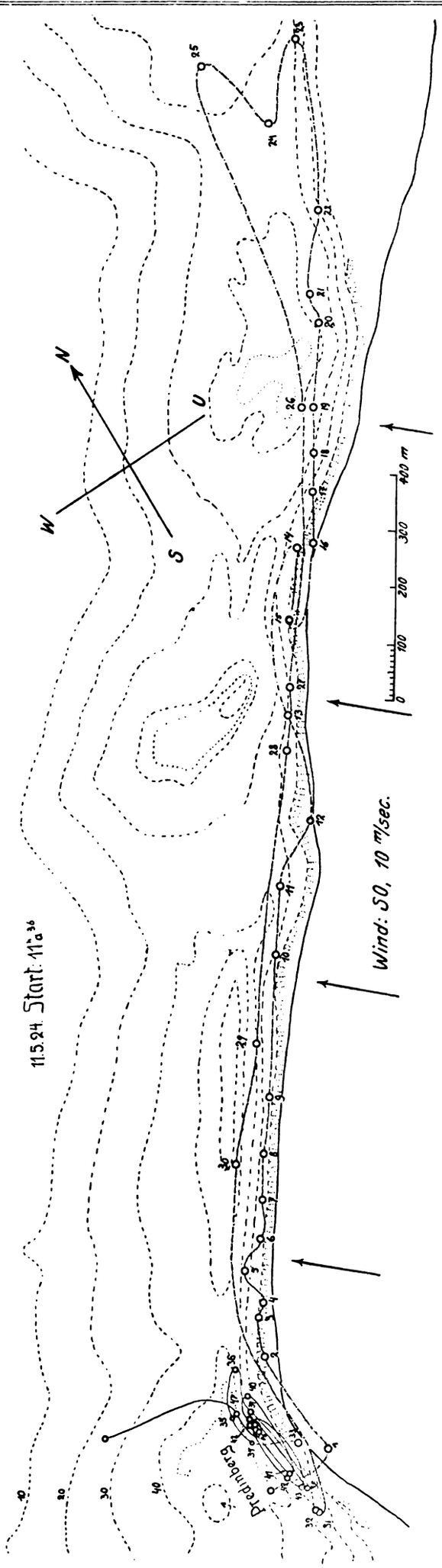


Abb. 6.

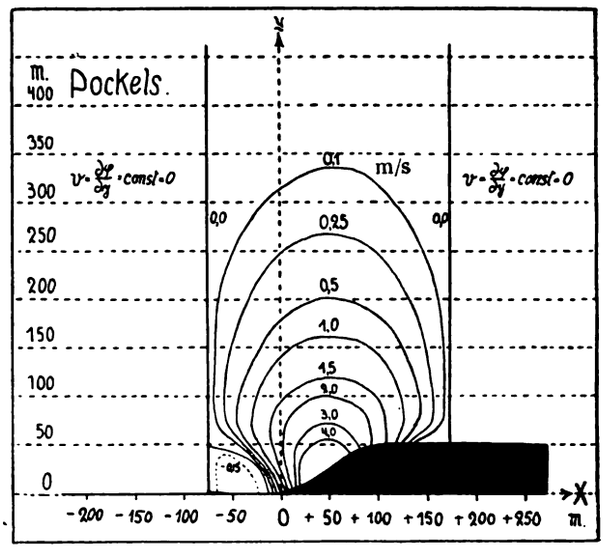


Abb. 7.

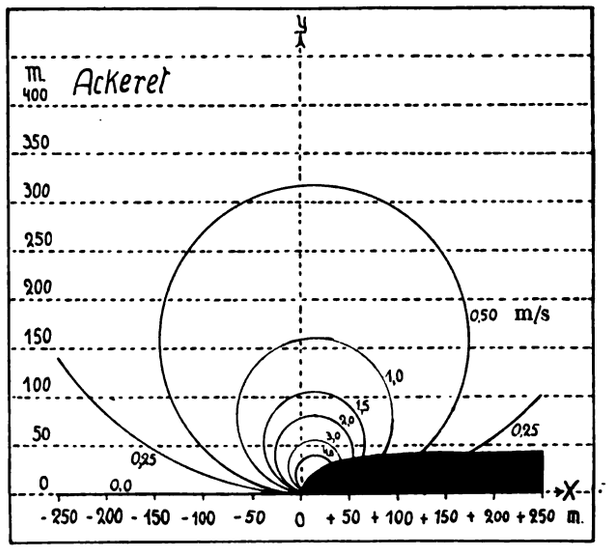


Abb. 8.

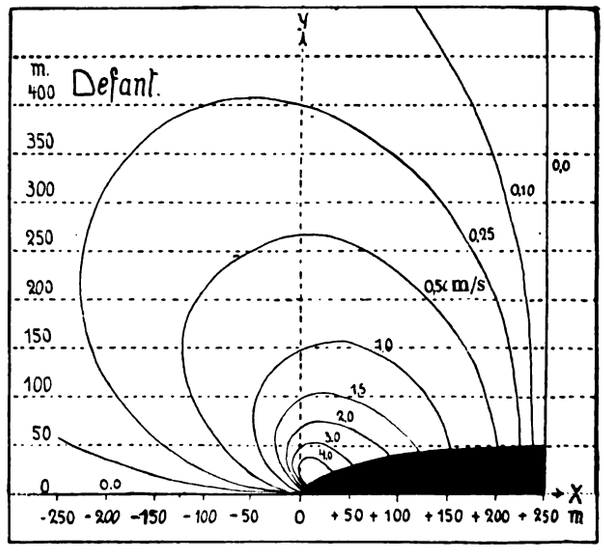


Abb. 9.

Digitized by Google

Das mit diesen Werten errechnete Aufwindfeld ist in Abb. 7 dargestellt[1]). Es existieren dabei zwei Symmetrielinien, auf denen die Vertikalbewegung verschwindet. Es ist also möglich, wie in der Darstellung geschehen, an die Schnittpunkte der Symmetrielinien mit der Bodenprofilkurve ein geradliniges Profil anzuschließen, über dem durchgängig die Vertikalgeschwindigkeit verschwindet. Doch ist das nur formal zulässig, denn der Abstand der symmetrischen Nullgeraden ist die halbe Wellenlänge des, wie erwähnt, periodischen Bodenprofils. Die Breite des Aufwindgebietes hängt also unmittelbar von der zugrunde gelegten Wellenlänge des Bodenprofils ab.

Es wäre naheliegend, das Rossittener Gelände in großer Breite (λ etwa = 10 km) harmonisch zu analysieren und mit den so gewonnenen Konstanten in der Pockelsschen Weise den Aufwind zu berechnen. Soll aber eine wirklich weiterreichende Annäherung erzielt werden (Reste bleiben immer nach dem Gibbsschen Phänomen), so wären sehr viel Glieder mitzunehmen, das Ergebnis entspräche nicht dem großen Mehraufwand an Rechenarbeit. Für unsere Zwecke reicht die obige Darstellung bei richtiger Bewertung vollständig aus.

Die zweite Theorie stammt von J. Ackeret, vgl. a. a. O. Da der dort gegebene Ausschnitt in seiner räumlichen Ausdehnung für unsere Betrachtungen nicht mehr ausreicht, ist hier das Aufwindfeld in erweitertem Umfange in Abb. 8 wiedergegeben. Entsprechend dem zugrundegelegten Profil, das sich ja asymptotisch der Höhe h nähert, finden wir im Endlichen überall Aufwind. Der große Vorteil der Ackeretschen Darstellung liegt in ihrer Übersichtlichkeit, die die Abhängigkeit des Aufwindes von den Raumkoordinaten und der Hindernishöhe sehr einfach darstellt. Wenn das Ackeretsche Profil dem Rossittener auch nicht ganz entspricht, so sind seine Formeln wenigstens zu Reduktionszwecken unbedenklich zu benutzen.

Die dritte, hier verwertbare Theorie gab A. Defant[2]). Defant berechnet die Vertikalgeschwindigkeiten, die bei einem Kälteeinbruch auftreten. Die Kaltluftmasse wird durch einen elliptischen Zylinder ersetzt. Der Zylinder bewegt sich in ruhender Luft gegen einen feststehenden Beobachter, während bei uns das Problem ist, einen gegen einen feststehenden Zylinder gerichteten Luftstrom zu beschreiben. Das erste Problem geht in das zweite über durch Superposition des Vektorfeldes $\mathfrak{U} = \text{Konst}$. Dadurch ändern sich natürlich Stromlinien und Horizontalgeschwindigkeiten, die Vertikalgeschwindigkeiten dagegen bleiben erhalten. Um den Rossittener Verhältnissen nahezukommen, habe ich die erzeugende Ellipse durch die Halbachsen $a = 250$ m, $b = 50$ m festgelegt. Für die Einführung elliptischer Koordinaten ξ und η nach

$$x = c \cos h\, \xi \cos \eta, \quad y = c \sin h\, \xi \sin \eta$$

ergeben sich hier die Konstanten $c = 243{,}9$, $\xi_0 = 0{,}2080$. Das von Defant benutzte Geschwindigkeitspotential

$$\varphi = -U b \left(\frac{a+b}{a-b}\right)^{1/2} e^{-\xi} \sin \eta$$

liefert

$$v = \frac{\partial \varphi}{\partial y} = U \frac{b}{a-b} \frac{\sin 2\eta}{\cos h\, 2\xi - \cos 2\eta}.$$

Hier ist U wieder die Geschwindigkeit in ungestörtem Felde. Bis auf einen Parameterwert ($\xi = 0{,}25$) konnten die Defantschen v-Werte benutzt werden. Sie sind mit dem Faktor $\frac{b}{a-b} : \frac{b'}{a'-b'} = 0{,}292$ zu multiplizieren, wenn a' und b' die Defantschen Werte der Halbachsen bedeuten. Entsprechend sind die x und y mit $\frac{c}{c'} = 61{,}0$ zu multiplizieren. Damit ergibt sich das v-Feld, das in Abb. 9 dargestellt ist. Dort ist nur die den Aufwind erzeugende Hälfte der Halbellipse eingezeichnet, die vertikale Nullinie ist Symmetrieachse, durch Spiegelung des Aufwindfeldes an ihr entsteht ein entsprechendes Abwindfeld. — Die Defantsche Darstellung entspricht unseren Verhältnissen besonders gut insofern, als ihr Profil dem Rossittener Küstenprofil am nächsten kommt: Im Gegensatz zu Ackeret liefert es einen im Endlichen liegenden Hinderniskamm, und im Gegensatz zu Pockels ist es frei von periodischen Wiederholungen. Wir werden uns daher vorzugsweise auf die Defantsche Darstellung beziehen.

Wie erwähnt, stimmen sämtliche Theorien in ihren Voraussetzungen prinzipieller Natur überein. Daher sind die Ergebnisse im Prinzip gleichwertig: Sie alle liefern Stetigkeit der Änderung des Aufwindes mit der Höhe und reine Horizontalbewegung über dem Hinderniskamm. Weiter ergibt die zu bevorzugende Darstellung von Defant über dem Hindernis (abgesehen von der nächsten Umgebung der vertikalen Symmetrielinie) Abnahme des Aufwindes mit der Höhe.

Mit diesem Befunde sind jetzt die Meßergebnisse zu vergleichen. Ausgewertet wurden der Flug von Martens auf Strolch am 11. V. 1924 bis Punkt 37 der Abb. 4 und der eine, mit Meßpunkten zeitlich

[1]) Dadurch, daß nur 3 Glieder mitgenommen wurden, erhält das Profil über dem Meeresniveau die Werte:

$Y =$	25,0	8,9	0,7	−0,4	−0,1	+0,2.
für $X =$	+50	+25	0	−25	−50	−75

Infolgedessen treten vor der Düne die negativen v-Werte auf.

[2]) Beitr. z. Physik d. fr. Atm. IX, S. 159, 1921.

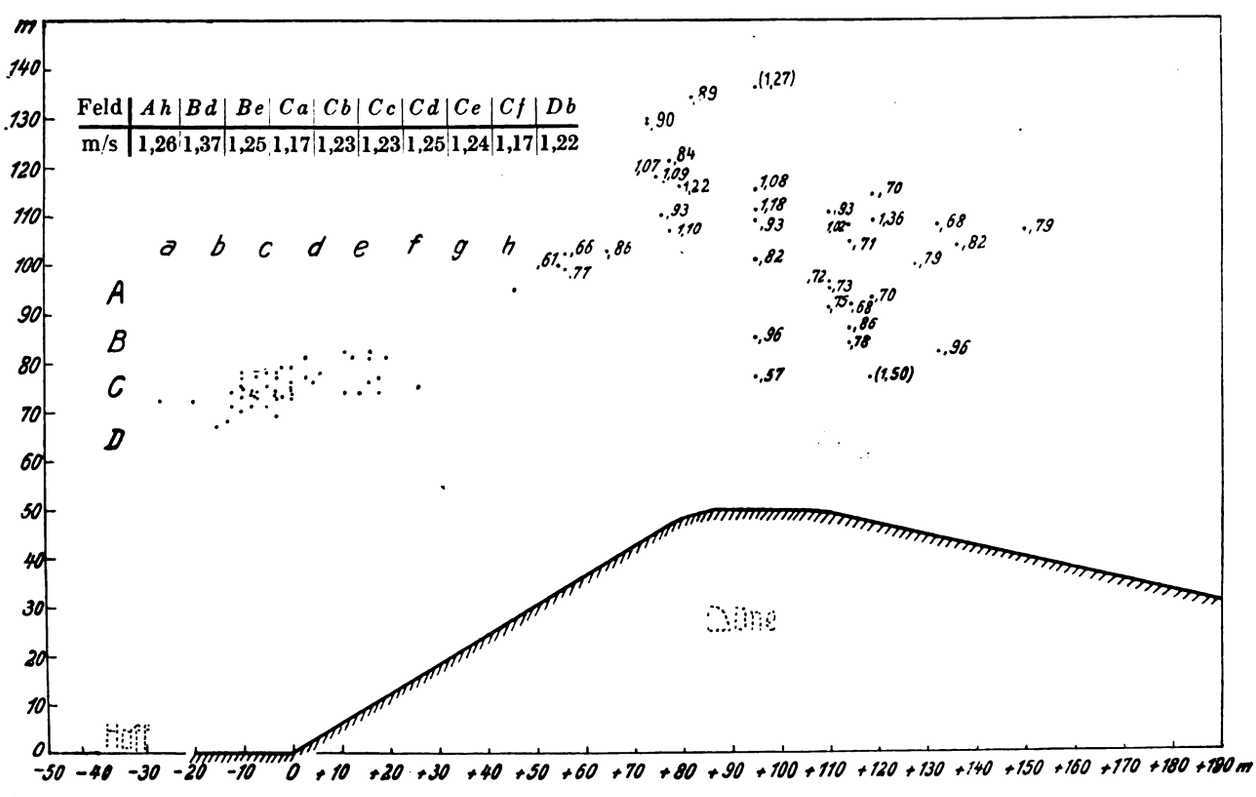


Abb. 10.

Digitized by Google

dicht belegte Ausschnitt des Fluges von Schulz[1]) an demselben Tage in der früher von mir angegebenen Methode mit Berücksichtigung der Beschleunigungen. Als horizontale Windgeschwindigkeit wurde dabei der Wert von 10 m/s zugrunde gelegt. Es wäre das Natürlichste gewesen, die Geschwindigkeiten U auf See zu messen. Leider ist das versäumt worden. — Die Annahme einer konstanten, horizontalen Windgeschwindigkeit bleibt natürlich eine anfechtbare Voraussetzung, aber man muß bedenken, daß die horizontale Windgeschwindigkeit nur in ein Korrektionsglied eingeht und in diesem zumeist auch von geringem Einfluß ist. Weiter ist in dem Korrektionsglied — wie früher a. a. O. — statt der totalen Geschwindigkeit deren Horizontalkomponente eingesetzt worden. Selbst bei Neigungen von 15° (wie sie nicht einmal bei dem Fluge von Thomas a. a. O. auftreten) bleibt der Fehler unter 6 vH. — Mehr als diese Vereinfachungen macht sich aber m. E. die Seitensteuerbetätigung geltend. Die dadurch bedingten Energieverluste sind experimentell zu bestimmen, was nach Möglichkeit während des diesjährigen Rhönwettbewerbes geschehen soll. — Ich komme alsdann auf die Auswertmethode zurück.

Die Ergebnisse der Auswertung sind in die Abb. 10 eingetragen. Die Abb. 10 stellt, wie die Abb. 7 bis 9, einen Vertikalschnitt durch das Gelände dar. Als Dünenhöhe wurden 50 m angenommen, und darauf die ermittelten v-Werte (die in der früheren Darstellung a. a. O. mit w_v bezeichnet wurden) reduziert durch Multiplikation mit dem Faktor $\frac{50}{h}$, wo h die größte Höhe des zu diesem Punkt gehörenden, in der Windrichtung gelegenen Dünenschnittes bedeutet. Nach Ackeret ist ja $v = \frac{U \cdot h}{\pi} \cdot \frac{\sin \varphi}{r}$, d. h. v proportional h. Als x-Koordinate wurde der Bruchteil der Entfernung Dünenhöhe—Dünenfuß gewählt, den der Fußpunkt des betrachteten Raumpunktes abschneidet. Sowohl für Martens wie für Schulz wurden die eingemessenen Punkte in die Abb. 10 eingetragen. Den Punkten für Martens wurden die dazu gehörigen Aufwindwerte beigeschrieben, bei Schulz jedoch nicht, da die Punkte zu eng aneinander liegen. Die Aufwindwerte wurden vielmehr nach den angedeuteten Quadraten zu Mittelwerten zusammengefaßt, die in der kleinen, auf Abb 10 stehenden Zahlentafel mitgeteilt sind. Der Wert bei Punkt 1 von Martens ist wegen des langen Zeitraumes Start-Punkt 1 eingeklammert, und ebenso der Punkt 37 aus demselben Grunde. — In Ergänzung zur Abb. 10 merken wir noch an, daß gemäß des Fluges von Martens (Abb. 4) bis 240 m Meereshöhe hinauf noch Aufwind von mindestens 0,6 m/s vorhanden war. Die Punkte von mehr als 150 m Meereshöhe liegen zumeist über dem Dünenfuß (vgl. Abb. 4).

(Schluß folgt.)

[1]) Als Sinkgeschwindigkeit wurde der Wert 1 · 1 m/s eingesetzt, nach freundlicher Mitteilung von Herrn F. Schulz.

Bemerkungen zu zwei neueren Schriften von G. Lilienthal.

Von J. Ackeret, Göttingen.

Vom Gleitflug zum Segelflug. Von Gustav Lilienthal. C. I. E. Volckman, Berlin 1923. 159 S.

Der Ruderflug der Vögel. Von Gustav Lilienthal. Naturschutzverlag Berlin-Lichterfelde 1923. 14 S.

Der Bruder und Mitarbeiter des bekannten Pioniers der Flugtechnik gibt in den beiden oben genannten Schriften eine kurze allgemeinverständliche Zusammenfassung seiner Arbeiten über Vogel- und Segelflug. Der wesentliche Inhalt ist schon vor längerer Zeit in den verschiedenen Aufsätzen des Verfassers in einigen Jahrgängen der ZFM erschienen. Es erübrigt sich deshalb, auf alle Einzelheiten einzugehen, hingegen möchte ich auf einige bemerkenswerte Punkte hinweisen, teils ihres besonderen Interesses wegen, teils aber auch weil sie etwas schwach fundiert scheinen und weiterer Nachprüfung bedürftig sind.

Da ist zunächst der sogenannte Normaldruck K. Lilienthal versteht darunter die Luftkraft auf eine rechteckige Fläche von 1 m², wenn sie von einem Luftstrom von 1 m/s Geschwindigkeit senkrecht getroffen wird. Die Luftdichte soll dabei die normale sein (also ϱ = rd. $^1/_8$). In verschiedenen Versuchen am Rundlauf und auch bei parallel geführten Flächen fand Lilienthal einen Wert $K = 0{,}1$ kg. Umgerechnet in den gebräuchlichen Widerstandsbeiwert $c = 16\ K = 1{,}6$. Auffallend ist der Unterschied dieses Ergebnisses gegenüber den Werten der verschiedenen Windkanäle (Eiffel, Göttingen). Die Lilienthalschen Flächen wichen nicht stark von der quadratischen Form ab; man kann deshalb den großen Widerstandsbeiwert nicht auf das Konto eines großen Seitenverhältnisses schieben, wie es naheliegend wäre. Sowohl die Eiffelsche als auch die Göttinger Anstalt haben nämlich eine sehr starke Abhängigkeit vom Seitenverhältnis $b:t$ ergeben. In Abb. 1 sind die

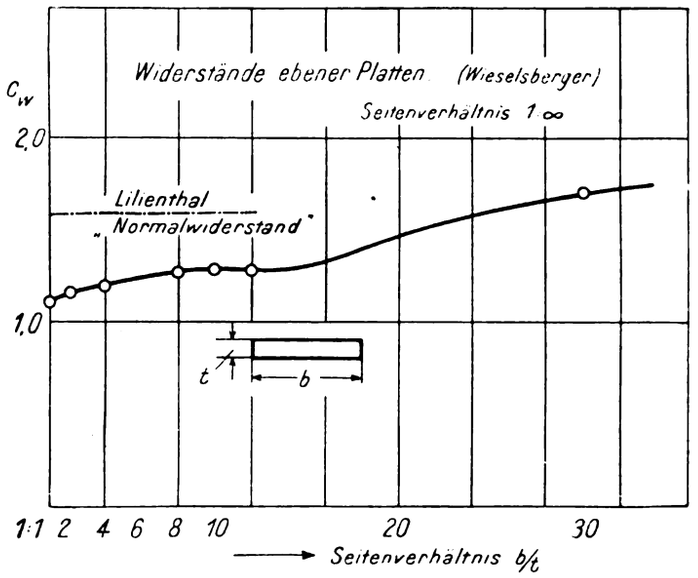


Abb. 1.

Wieselsbergerschen Untersuchungen eingetragen. Erst bei einem Seitenverhältnis von 25 wird der Lilienthalsche Wert erreicht. Die Differenzen harren also noch der Aufklärung. Herr Lilienthal vermutet, daß der kleinere Göttinger Beiwert einer ungenügenden Berücksichtigung des Mitwindes bei der Eichung des zur Geschwindigkeitsmessung verwendeten Staurohres am Rundlauf des Institutes für angewandte Mechanik zuzuschreiben ist (Föppl 1910). Dazu ist zu bemerken, daß im Gegenteil der Mitwind nach der gänzlich einwandfreien Methode von Recknagel[1]) bestimmt worden ist. Die neueren Ergebnisse von Wieselsberger sind übrigens von diesem Einwand unberührt, da im großen Kanal der neuen Göttinger Anstalt die Geschwindigkeitsmessung auf einem anderen Prinzip beruht, indem die Geschwindigkeit aus dem Druckabfall von der Düse bis zum Meßraum bestimmt wird[2]). Der Flugtechniker wird daher wohl den Wieselsbergerschen Werten, die auch mit denen anderer Anstalten in guter Übereinstimmung sind, den Vorzug geben.

Eine besonders umstrittene Frage ist diejenige der Wirksamkeit des sogenannten »Widderhornwirbels«. Auf der Unterseite von stark gewölbten Flächen löst sich die Strömung bei kleinen Anstellwinkeln leicht ab. In der Höhlung des Flügels wälzt sich ein großer stationärer Luftwirbel. Lilienthal hat nun ein seitliches Abwandern des Wirbels bemerkt, so daß die Stromlinien einige Ähnlichkeit mit Widderhörnern haben. Dem seitlichen Abwandern schreibt Lilienthal eine besondere Bedeutung zu, ohne dies allerdings exakt zu begründen. Im allgemeinen hat man die Ansicht, daß solche Wirbelbildungen energieverzehrend sind und deshalb zu schädlichen Widerständen Anlaß geben. Der Versuch im Windkanal (Abb. 2) zeigt dies sehr deutlich. Das Widderhornprofil ist in jeder Hinsicht dem modernen Profil Nr. 535 unterlegen. Lilienthal hat im Gegensatz zu diesem Versuch im natürlichen Wind gemessen; ferner war seine Fläche im Grundriß den Vogelflügeln nachgebildet, also nicht wie in Göttingen von überall gleichem Profil. Ob dieser letztere Unterschied allerdings ausschlaggebend ist, kann man füglich be-

[1]) Man kann den Mitwind, der durch die Rotation der Rundlaufteile (Streben, Drähte usw.) hervorgerufen wird, dadurch bestimmen, daß man den Staudruck mit einem tangentiell gestellten Röhrchen mißt und mit dem der Umfangsgeschwindigkeit entsprechenden Zentrifugalüberdruck vergleicht. Aus der Differenz der beiden Werte folgt in einfacher Weise die Geschwindigkeit des Mitwindes.

[2]) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I. Lieferung, S. 43.

Digitized by Google

zweifeln. Immerhin wäre ein Versuch im Windkanal nützlich, denn bei negativem Ausfall desselben müßte man die Lilienthalschen Ergebnisse als eine Wirkung der natürlichen Windstruktur deuten, sofern nicht etwa die Meßmethode prinzipielle Mängel aufgewiesen

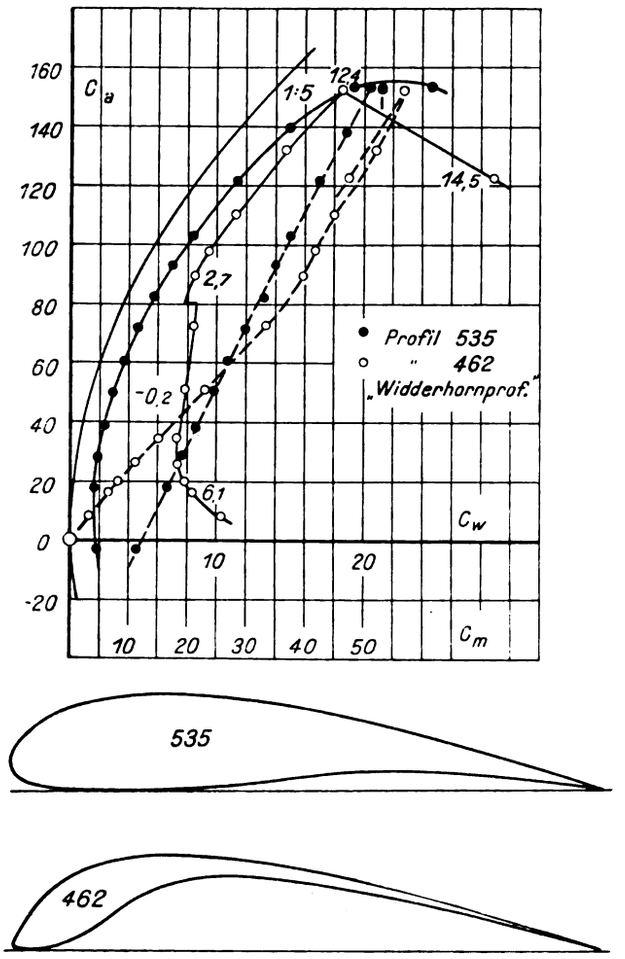


Abb. 2.

hat. In dieser letzteren Hinsicht ist eine Messung des Autors zu erwähnen, die in der erstgenannten Schrift ziemlich ausführlich mitgeteilt ist. Auf der Versuchsstation Altwarp wurde eine Fläche von $3 \times 0{,}8$ m im natürlichen Wind untersucht. Die Resultate sind

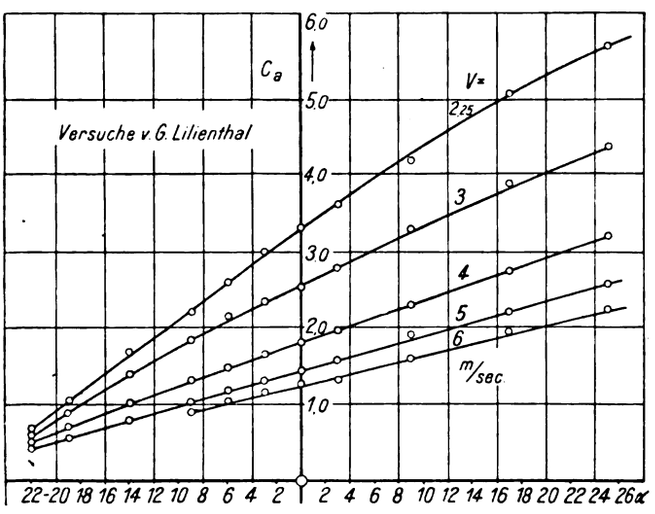


Abb. 3.

in einer Zahlentafel zusammengefaßt; wir haben dieselben in Abb. 3 aufgetragen (C_a abhängig von α)[1]). Betrachtet man dieselbe näher, so müssen einem Zweifel bezüglich der Genauigkeit der Windgeschwindigkeitsmessung aufsteigen. Bei kleinerer Geschwindigkeit gibt der Flügel nämlich nach Lilienthal außerordentlich viel größeren Auftrieb (bei gleichem Anstellwinkel!). Dies Verhalten ist von allen bisher bekannten Ergebnissen vollständig abweichend. Da die Meßeinrichtungen nicht besonders beschrieben sind, kann man natürlich nur Vermutungen aufstellen. Wer schon öfters Geschwindigkeitsmessungen bei ganz geringen Windstärken gemacht hat, weiß, daß die Fehler bei kleinen Geschwindigkeiten außerordentlich stark ins Gewicht fallen. Die Widerstandswerte werden nicht besonders angegeben, sondern es wird nur erwähnt, daß der Widerstand nahezu null war. Bedenkt man, daß bei den außerordentlich großen C_a-Werten und dem schlechten Seitenverhältnis ein bedeutender induzierter Widerstand auftreten muß, so ist dieses Resultat gleichfalls sehr schwer verständlich. Der induzierte Widerstand ist ja ein rein dynamischer Widerstand und hat mit den besonderen Eigenschaften des Profiles grundsätzlich nichts zu tun.

Der interessanteste Teil der Schriften ist sicherlich derjenige über die sogenannte »Schlagwirkung« von Tragflächen. Die Versuche darüber reichen sehr weit zurück und es ist ein großes Verdienst des Verfassers, daß er immer wieder auf die Besonderheiten der nicht stationären Bewegungen aufmerksam gemacht hat. Daß sich die Flugtechnik und insbesondere auch die Versuchsanstalten bisher noch so wenig mit dem Gegenstand beschäftigt haben, liegt zum größten Teil in der geschichtlichen Entwicklung des Flugwesens begründet. Man darf ja nicht vergessen, daß soweit man sehen kann, die Konstruktion eines Schlagflügels in statischer Hinsicht außerordentlich viel größere Schwierigkeiten bieten muß als etwa diejenige eines normalen starren Tragflügels. Auch ist zu erwähnen, daß diese »Schlagwirkung« nur bei ganz geringen Geschwindigkeiten, also etwa bei Start oder Landung überhaupt in Frage kommt. Was ist nun eigentlich »Schlagwirkung«? Denken wir uns eine Fläche von rechteckiger Form etwa um eine Rechteckseite als Achse drehbar gelagert. Wenn nun die Fläche in Rotation versetzt wird, so erfährt sie durch die Luftkräfte ein widerstehendes Drehmoment. Man kann nun versuchen, dieses Drehmoment zu berechnen, indem man so vorgeht: man teilt das Rechteck parallel zur Achse in einzelne Streifen, behandelt jeden Streifen so, als wäre er unabhängig von den anderen und rechnet sich aus Umfangsgeschwindigkeit und den für rechteckige Flächen üblichen Widerstandsbeiwerten die Kräfte bzw. Momente aus und summiert bzw. integriert über die ganze Fläche. Vergleicht man die so errechneten Drehmomente mit den wirklichen, so zeigt sich eine Abweichung, die unter Umständen sehr beträchtlich ist; das wahre Drehmoment ist ein vielfaches des errechneten. Lilienthal nennt diese Vervielfachung »Schlagwirkung«. Um den experimentellen Ergebnissen gerecht zu werden, könnte man die Beiwerte höher wählen, allein man erfaßt offenbar damit nicht das Wesen der Sache. Viel richtiger ist es, das radiale Auswärtsströmen der Flüssigkeit in Betracht zu ziehen. Der Flügel wirkt dann etwa wie eine Schaufel einer Zentrifugalpumpe. Er zieht von innen große Mengen Luft heran, um sie außen mit erheblich größerer Geschwindigkeit wegzuschleudern. Wenn nun parallel zur Achse noch ein Wind weht, ist leicht einzusehen, daß die radiale Bewegung verringert wird und die »Schlagwirkung« dadurch zurückgeht. Es möge noch erwähnt werden, daß die Lilienthalschen Ergebnisse in mancher Hinsicht eine Bestätigung finden in Messungen an Bremsflügeln, wie sie an verschiedenen Orten ausgeführt worden sind[1]).

Auf die Lilienthalschen »Aufwind«-Messungen gehen wir hier nicht ein, da über diese Frage schon sehr viel geschrieben und gesprochen worden ist, jedoch keine neuen Messungen, die das Problem klären könnten, vorliegen. Die sehr interessanten Beobachtungen an Vögeln, die in den Schriften mitgeteilt werden, verdienen besondere Beachtung.

Diese Bemerkungen mögen genügen, um den mit diesen Dingen nicht besonders vertrauten Lesern ein Bild zu geben von der Eigenart dieser Arbeiten. Es werden viele Anregungen gegeben und auffallende Versuchsergebnisse mitgeteilt, jedoch ist überall etwas Vorsicht am Platze, da es sich um Versuche handelt, die ihrer Natur nach mit ziemlichen Ungenauigkeiten verknüpft sind. Hält man sich aber dies vor Augen, so wird man nicht in Versuchung kommen, die Lilienthalschen Arbeiten so schroff abzulehnen, wie es von verschiedenen Seiten geschehen ist; andererseits wird man jedoch be-

[1]) Die C_a-Werte in Abb. 3 sind mit 100 zu multiplizieren.

[1]) Siehe z. B. Panetti in »Vorträge a. d. Gebiete der Hydro- und Aerodynamik«, Innsbruck 1922, Verlag Springer. Panetti findet für den Schlagwirkungsfaktor Zahlen bis über 5; Lilienthal hat allerdings Faktoren bis 20 gemessen, die auf die mittlere Geschwindigkeit der auf- und niederschlagenden Fläche bezogen sind. Die Lilienthalschen Ergebnisse finden sich hauptsächlich in ZFM 1915, S. 157.

Digitized by Google

strebt sein müssen, den Anschluß an die »Schulaerodynamik«, die sich aller Lilienthalschen Kritik zum Trotz auch in der Praxis ganz gut bewährt, zu finden, und mit den dort verwendeten Methoden der exakten Theorie weiter zu arbeiten.

Lilienthaleffekt und dynamisches Segeln.

Von Roderich Fick.

Otto Lilienthal beobachtete bekanntlich, daß eine um eine wagerechte Achse drehbare und durch ein Gegengewicht entlastete ebene Fläche im natürlichen Wind Vertikalschwankungen ausführt, wobei der zeitliche Mittelwert aller Flächeneinstellungen immer einen Winkel von 3 bis 4° mit der Horizontalen nach oben bildet. — Die Erklärungsversuche dieser »Aufkomponente« verliefen lange Zeit ergebnislos und führten schließlich dazu, die Messungen selbst anzuzweifeln und als Beobachtungsfehler anzusehen. Unter der Voraussetzung, daß die Beobachtungen der »Aufkomponente« aber richtig waren, blieb als einzige mögliche Ursache der Erscheinung nur die Turpulenz des Windes übrig. Die Knoller-Betz-Theorie genügte zur Erklärung auch nicht, und ebensowenig ließ sich aus Windstärkeschwankungen in horizontaler Strömung der Effekt erklären, solange ebene oder symmetrische Profile verwendet werden. Aber auch bei solchen trat der Effekt angeblich immer ein.

Im Verlauf dieser Arbeit soll die Erscheinung der Aufkomponente bei Verwendung ebener Flächen als »Lilienthaleffekt« bezeichnet werden. Die weitere Beobachtung Otto Lilienthals, daß eine unter geeignetem Winkel fest eingestellte gewölbte Fläche im natürlichen Winde einen Vortrieb gegen den Wind erfährt, möchte ich hier als »Knoller-Betz-Effekt« von dem »Lilienthaleffekt« unterschieden wissen, weil Knoller und Betz diesen Effekt zuerst aus vertikalen Windschwankungen einwandfrei erklärten, dabei aber Luftbewegungen zugrunde legten, die den hier bezeichneten Lilienthaleffekt nicht hervorbringen würden. Der Lilienthaleffekt tritt bei Verwendung gewölbter Flächen auch ein. Es wird gezeigt werden, daß dieselbe Ursache, die den Lilienthaleffekt an ebenen Flächen hervorbringen kann, den Vortrieb aus Knoller-Betz-Effekt wesentlich verstärkt.

R. Knoller und Schmauck[1]) haben schon Bewegungszustände der Luft zugrunde gelegt, die den Lilienthaleffekt erklären können. Bei beiden ist jedoch die Kontinuität nicht streng, sondern nur näherungsweise oder beschränkt gewahrt. Knoller nimmt unsymmetrische Wellen an, bei welchen die absteigenden Strömungen steiler, die aufsteigenden flacher aber entsprechend länger sind. Strömungsquerschnitt und Geschwindigkeit dabei konstant. Schmauck berücksichtigt in einer Erweiterung der Betzschen Arbeit außer den Richtungsschwankungen gleichzeitig Stärkeschwankungen und hebt dabei den besonderen Fall hervor, in dem Richtungs- und Stärkeschwankungen in der Weise zeitlich zusammenfallen, daß die aufwärtsgehenden Strömungen schneller, die abwärtsgehenden langsamer sind. Es fragt sich nun, ob für derartige Bewegungszustände der Luft meteorologische Ursachen zu finden sind.

Dipl.-Ing. Schnell, München, hat eine Methode zur Berechnung der in Bodennähe notwendig vorhandenen Turbulenzenergie aus der Windzunahme mit der Höhe über Boden durch Reibung an Bodenhindernissen angegeben[2]). Die Übertragungsrichtung der Turbulenzenergie in höhere Luftschichten ist nach Schnell notwendig vertikal gerichtet; also eine gerichtete Größe, die auf jeden in der Luft befindlichen Körper eine Hubkraft ausübt. Die Übertragungsrichtung selbst sagt aber noch nicht darüber aus, wie der Auftrieb auf eine Flügelfläche durch sie zustande kommt. Um dies zu verstehen, muß die Strömung um den Flügel selbst betrachtet werden. Aus dem Lilienthaleffekt müssen wir Bewegungszustände der Luft folgern, ähnlich wie sie Knoller und Schmauck erwähnt haben, und die meteorologische Ursache eines solchen Bewegungszustandes ist dann in Schnells vertikaler Übertragungsrichtung zu suchen.

Es wird nun von Belang sein, sich über die Größe des Lilienthaleffektes unter Zugrundelegung eines wohl möglichen Strömungsbildes klar zu werden und das Ergebnis mit dem Knoller-Betz-Effekt allein zu vergleichen.

Entsprechend dem Vorgehen von Prof. W. Hoff (Z. f. M., 13. Jahrg., S. 276—78) wird ein Wind von sinusförmiger Strombahn zugrunde gelegt, bei welchem jedoch die aufsteigenden Strömungsgeschwindigkeiten höher als die absteigenden sein sollen.

Eine Stromlinie erfülle die Bedingung:

$$\beta' = \beta_0' \sin(\lambda l)$$

und gleichzeitig sei:

$$v_0 = n \cdot v_{00},\ n > 1,$$

wobei β'_0 der größte Winkel sei, den die Stromlinie, β' der Winkel, den die Stromlinie in der Entfernung l von einer Ordinate $l = 0$ mit der Horizontalen bildet, $\lambda = \frac{2\pi}{L}$ und L die Wellenlänge bedeute. v^0 sei die höchste, v_{00} die kleinste Strömungsgeschwindigkeit.

In Abb. 1 ist ein Strömungsbild gezeichnet, das die Kontinuitätsbedingungen streng erfüllt. Es entsteht durch Verschiebung aller Stromlinienpunkte um den gleichen, beliebig kleinen Betrag K

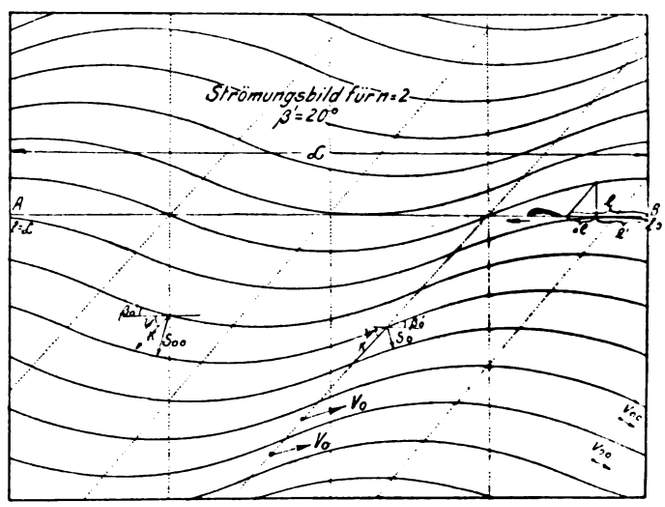


Abb. 1.

in einer Richtung, die den Winkel ψ mit der Horizontalen bildet. Senkrecht zur Bildebene setze sich das Strömungsbild beliebig weit fort.

Wegen

$$\frac{v_0}{v_{00}} = \frac{s_{00}}{s_0}$$

gilt:

$$\sin(\psi - \beta_0') = \frac{s_0}{K} \quad \sin(\psi + \beta_0') = \frac{s_{00}}{K} \quad \text{oder} \quad \frac{\sin(\psi + \beta_0')}{\sin(\psi - \beta_0')} = \frac{s_{00}}{s_0} = \frac{v_0}{v_{00}}.$$

Setzen wir

$$v_0 = n \cdot v_{00},\ n > 1,$$

so erhalten wir

$$\boxed{\frac{\sin(\psi + \beta_0')}{\sin(\psi - \beta_0')} = n \quad \text{oder} \quad \operatorname{tg}\psi = \frac{n+1}{n-1} \cdot \operatorname{tg}\beta_0'} \quad \ldots \quad (1)$$

Auf der Horizontalen A—B wird in einem Punkte mit der Entfernung l vom Anfangspunkt $l = 0$ die Strömungsgeschwindigkeit:

$$\boxed{v = v_0 \frac{\sin(\psi - \beta_0')}{\sin(\psi - \beta')}} \quad \ldots \quad (2)$$

und die Richtung:

$$\boxed{\beta' = \beta_0' \sin(\lambda l'),\ \ l = l' + \triangle l} \quad \ldots \quad (3)$$

gefunden.

Für $n = 1$ liegt der Sonderfall der Knoller-Betz-Theorie vor. Die Ausdrücke 1, 2 und 3 gehen dann über in

$$\boxed{\operatorname{tg}\psi = \frac{2}{0} \cdot \operatorname{tg}\beta_0' = \infty \qquad \psi = \frac{\pi}{2} = 90^0} \quad \ldots \quad (4)$$

$$\boxed{v = v_0 \frac{\cos\beta_0'}{\cos\beta'}} \quad \ldots \quad (5)$$

$$\boxed{\beta' = \beta_0' \sin(\lambda l)} \quad \ldots \quad (6)$$

da $\triangle l = 0$ also $l = l'$ wird.

---

[1]) Flug- und Motortechnik III. Jahrgang Nr. 22. »Die Gesetze des Luftwiderstandes« von R. Knoller.

Beitrag zur Erklärung des Segelfluges von Schmauck, ZFM 1913.

[2]) Vortrag in der flugtechnischen Vereinigung, München, Herbst 1923.

Digitized by Google

Der Ausdruck 5) wird für kleine β'_0 angenähert zu:

$$v \cong v_0,$$

also die Strömungsgeschwindigkeit annähernd konstant.

In Abb. 1 ist das Strömungsbild für $n = 2$ gezeichnet. Wir untersuchen nun, welche Leistung dasselbe Segelflugzeug in dem Strömungsbild für $n = 2$ und in dem Strömungsbild für $n = 1$ dem Winde entnehmen kann. β'_0 sei in beiden Fällen $= 20^0$. Die mittlere Windgeschwindigkeit sei in beiden Fällen dieselbe.

Wir nehmen für $n = 2$, $v = 14\ \mathrm{ms^{-1}}$.

Aus (1) erhalten wir

$$\psi = 47^0{,}5,\ \psi - \beta_0' = 27^0{,}5.$$

In Abb. 2 sind die Strömungsgeschwindigkeiten errechnet aus den Beziehungen (2) und (3), multipliziert mit dem Cosinus der zugehörigen Strömungsneigungen abhängig von l aufgetragen, und wir erhalten die mittlere horizontale Windgeschwindigkeit v_m

$$v_m = \frac{1}{L}\int_0^L v \cdot \cos\beta' \cdot d\,l = 9{,}26\ \mathrm{ms^{-1}}.$$

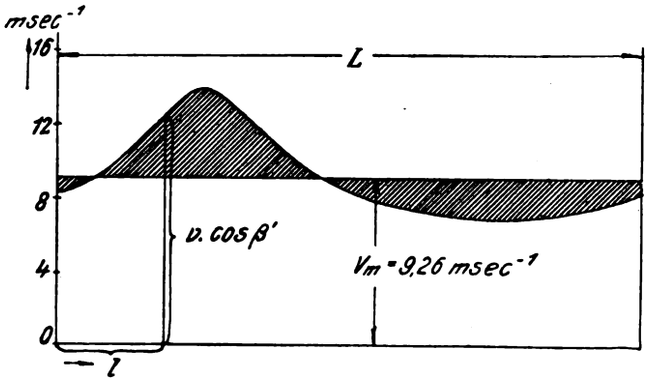


Abb. 2.

Wir betrachten hier zunächst nur den Fall des Fliegens gegen den Wind und unendlich großer Trägheit des Flugzeuges (was für genügend hohe Frequenz zulässig). Außerdem stelle sich die Tragfläche stets in den Anstellwinkel geringsten Rücktriebs ein.

Die Horizontalgeschwindigkeit des Flugzeugs v_F wird dann eine solche werden, daß

$$H_{10} = \int_0^T H_1\, d\,t = 0$$

wird, wobei T die Periodendauer, H_1 den Rücktrieb selbst zurzeit t, also

$$H_1 = C_{h1} \cdot v_R^2 \cdot \frac{F}{16}$$

und C_{h1} den Rücktriebsbeiwert bedeutet.

Der vorliegenden Untersuchung wird das von W. Hoff in seiner Arbeit, Z. f. M. 1922, S. 276, verwendete Polardiagramm und ein 16 m² große Flügelfläche zugrunde gelegt.

Für verschiedene v_F wurden zu den Zeiten t also in den Abständen l vom Punkte $l = 0$ (Abb. 1) die Flugwindneigungen β und Flugwindstärken v_R vor der Einwirkung durch den Flügel nach

$$\mathrm{tg}\,\beta = \frac{v \cdot \sin\beta'}{v_F + v \cdot \cos\beta'}$$

und

$$v_R = \frac{v \cdot \sin\beta'}{\sin\beta}$$

ermittelt. Weiter wurden aus Abb. 3 aus der Abhängigkeit c_h, von β, die c_{h1}-Werte für β zur Zeit t entnommen, mit v_R^2 multipliziert und abhängig von t aufgetragen und so

$$H_{10} = \frac{1}{T}\int_0^T C_{h1} \cdot v_R^2\, d\,t$$

gefunden.

Hierauf läßt sich H_{10} abhängig von v_F auftragen und durch Schnitt der Verbindungskurve mit der Abszisse derjenige Wert von v_F ermitteln, für welchen $H_{10} = 0$ wird.

Im vorliegenden Fall wurde er zu:

$$v_F = 16\ \mathrm{ms^{-1}}$$

gefunden.

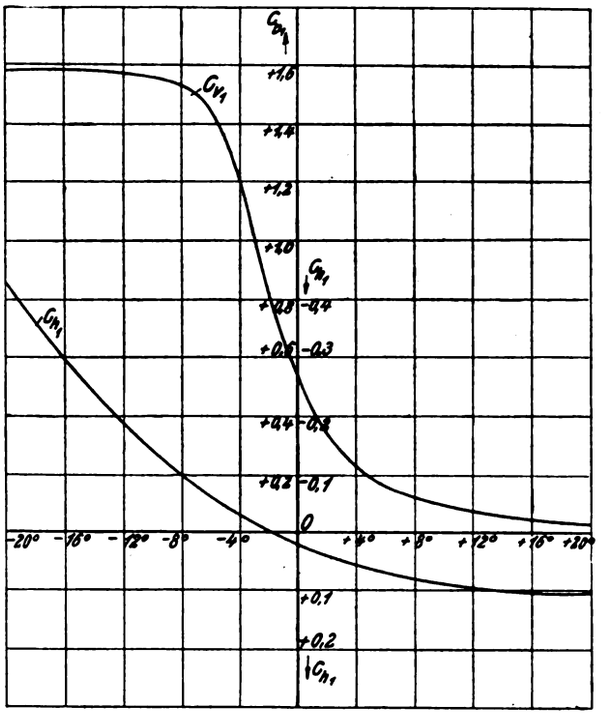


Abb. 3.

Aus Abb. 4 ergibt sich für dieses v_F als Mittelwert V_{10} aller Vertikalkräfte:

$$V_{10} = \frac{1}{T}\int_0^T C_{r1} \cdot v_R^2 \cdot d\,t = 506\ \mathrm{kg},$$

d. h. unser 16 m²-Flugzeug würde bei 506 kg Fluggewicht gerade noch in horizontalem Flug erhalten. Der Leistungsbedarf desselben für den wagrechten Flug in ruhiger Luft ergibt sich angenähert aus:

$$L = \frac{G}{75} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot G/F}{\varrho \cdot \xi'}} = \frac{506 \cdot 4}{75}\sqrt{\frac{506}{16 \cdot 250}} = 9{,}62\ \mathrm{PS},$$

wobei ξ' die mittlere Flugzahl bedeute, also einen Mittelwert aller c_a^3/c_w^2 für denjenigen Bereich von Anstellwinkeln, die beim dynamischen Segeln vorkommen. Für unser Flugzeug wird diese mittlere Flugzahl etwa 250 betragen.

Legen wir nun ein Strömungsbild zugrunde, in dem $n = 1$ und die mittlere Windgeschwindigkeit dieselbe, also 9,26 $\mathrm{ms^{-1}}$ sei, $\beta'_0 = 20^0$ ist, also den Fall der Betz-Theorie unter sonst gleichen Bedingungen.

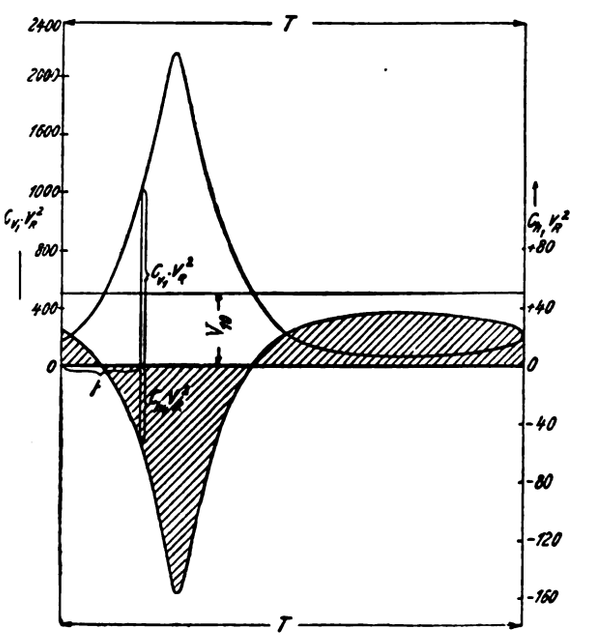


Abb. 4.

Digitized by Google

Die Strömungsgeschwindigkeiten in der Entfernung l von $l = 0$ erhalten wir aus:

$$v = v_0 \frac{\cos \beta_0'}{\cos \beta'}$$

und die mittlere horizontale Windstärke

$$v_m = v_0 \frac{\cos \beta_0'}{\cos \beta'} \cdot \cos \beta' = v_0 \cdot \cos \beta_0'.$$

Die mittlere horizontale Windstärke ist also konstant und soll 9,26 ms^{-1} betragen; sie entspricht also der Windstärke für $\beta' = 0^0$.

(Schluß folgt.)

Von den aerodynamischen und konstruktiven Eigenschaften russischer Segelflugzeuge.

Von A. Scherschevsky.

In den Tagen vom 1. bis 18. November vorigen Jahres fand auf dem hügeligen Gelände zwischen den Bergen Kurbasch (150 m) und Usum Syrt, 12 km von Feodosia, in der Krim der erste allrussische Segelflugwettbewerb statt. Organisiert war er von der Sportleitung des Vereins der Freiwilligen Luftflotte (Dobrolet«). Es waren von den 20 angemeldeten Flugzeugen am 3. November nur 9 zur Stelle. Sämtliche Segelflugzeuge wurden auf Baufestigkeit von einer wissenschaftlich-technischen Kommission erprobt, die aus Mitgliedern des Zentralen Aero-Hydrodynamischen Institutes Moskau bestand. Die Oberleitung hatte Prof. W. P. Wetjinkin inne. Nach Durchsicht der Zeichnungen wurden die Apparate auf der Druckseite mit dreifacher Vollast und auf der Saugseite mit anderthalbfacher geprüft (Sandsäcke). Bezeichnend ist, daß trotz der strengen Prüfungen sämtliche Flugzeuge zugelassen wurden. Der Wettbewerb zerfiel nach dem Muster der Rhönflüge in einen Vorwettbewerb und dem eigentlichen Wettbewerb. Während der ganzen Zeit (3. bis 18. November) herrschte nur 9 Tage Flugwetter. Besondere Meß- und Beobachtungstrupps bewerkstelligten die Messungen der Windrichtung und der Windkomponenten sowie der Einzelheiten der Flüge, die dann später ausgewertet wurden. Während des Wettbewerbes erfolgte ausschließlich Seilstart mit Startkommandos; doch ist der Bau einer Kraftwagenmotorenwinde geplant. Dem Wettbewerb wohnten eine Reihe von Vertretern der Reichsbehörden, Sport- und Flugvereine, der Technischen Hochschulen, der Sebastopoler Militärflugschule, ferner der Akademie der Roten Luftflotte Moskau bei. An sportlichen Ergebnissen des Wettbewerbes sind erwähnenswert der allrussische Streckenflugrekord am 5. November von 1487 m, geflogen von L. Jungmeister auf dem Doppeldecker »Burewestnik« (»Sturmvogel«), erbaut von W. Newdatschin; derselbe Flieger erzielte am 15. November mit dem Hochdecker A-5, gebaut von K. Arzeulof den allrussischen Segelflughöhenrekord von 100 m. Drei Tage später stellte L. Jungmeister auf demselben Apparat den allrussischen Dauerflugrekord von 1 h 2 min 30 s auf.

Die Windverhältnisse für den statischen Segelflug (thermische Windströmungen) sind auf der von Hügeln und Bergen bedeckten Krim, ganz besonders aber bei Kurbasch sehr günstig. Der Wind strömt zeitweise »wie aus einem Ofen«. So ermittelte man am 15. November auf dem Gipfel des Kurbasch eine Windgeschwindigkeit von 9,5 m/s und an der Talsohle 4,2 m/s mit einer Vertikalkomponente von 0,6—0,9 m/s. Nach dem Gutachten einer zu diesem Zwecke ernannten Kommission der Z. A. G. J. und des »Dobrolet« wählte man das Gelände bei Kurbasch als das bestgeeignetste.

Sechs der Flugzeuge (Nr. 1, 2, 3, 4, 7 und 8 siehe Zahlentafel 1) wurden in den Moskauer Werkstätten der Segelflugvereinigung »Parjaschti Polet« (Segelflug) und der Akademie der Roten Luftflotte gebaut. Alle Flugzeuge waren reine Holzkonstruktionen, was bei dem natürlichen Holzreichtum Rußlands nicht weiter verwundert. Von den 9 zugelassenen Flugzeugen waren 5 Eindecker (2 Hoch-, 1 Tiefdecker, 1 Gitterrumfhochdecker und 1 Nurtragflächenflugzeug) sowie 4 Doppeldecker (2 Rumpfflugzeuge, 1 Gitterrumpf und 1 Hängegleiter). Freitragend waren nur 3 Eindecker. Auffallend war das geringe Seitenverhältnis[1]) selbst bei den Rumpfeindeckern; ein sehr großes Seitenverhältnis besaß nur der Rumpfdoppeldecker von W. Pischnow (»Strisch«) mit $\lambda = 15{,}6$. Besonders merkwürdig ist dies bei dem sehr interessanten Eindecker von B. Tscheranowsky. Dieses Flugzeug ist nach den Junkerschen Richtlinien gebaut und ein Nurtragflächenflugzeug. Nur durch die ungünstige Wahl des Seiten-

[1]) In Rußland gebraucht man die Bezeichnung $b : t = \lambda$.

Zahlentafel 1. Bemerkung zur Zahlentafel: ϱ/F ist das Verhältnis der Restwiderstandsfläche ϱ zur Tragflügelfläche (F).

Melde-Nr.	Hersteller Ort	Flieger	Bezeichnung	Bauart	Twining-Formel	Spann-weite m	Länge m	Höhe m	Flächen-tiefe m	Fläche m²	Quer-ruder m²	Höhen-flosse m²	Höhen-ruder m²	Seiten-flosse m²	Seiten-ruder m²	Leer-gewicht kg	Zu-ladung kg	Flug-gewicht kg	Profil	Seiten-verhältnis λ	$C_{w_0} = \varrho/F$	Gleitzahl $C_a : C_w$	Steigzahl $C_a^2 : C_w^2$	Flächen-belastung kg : m²	Gleitge-schwindig-keit m : sec	Sinkge-schwindig-keit m : sec	Bemerkungen
1	K. Arzeulof Moskau	L. Jung-meister	A. 5	Verspannter Rumpf-Hochdecker	0—1—1	13	4,5	—	1,46	19	—	—	—	—	—	—	—	133	Göttingen 422 Dick	8,9	0,013	15	228	7,0	≈ 10,6	0,71	Russ. Dauersegelflug-rekord; Flieger: L. Jungmeister 1 h. 2'30'' — 18. Nov. 1923
2	S. Ljuschin Moskau	—	—	Verspannter Gitterrumpf-Doppeldecker	0—2—1	7,1	5,3	—	—	gleich 19,5	—	—	—	—	—	90	60	150	Dünn	5,0	0,017	—	55	7,7	—	1,49	
3	M. Tichonra-wow, Moskau	Denissof	A. W. F. 1	Freitragender Rumpf-Hochdecker	0—1—1	10,1	6,2	1,9	—	15	—	—	—	—	—	70	74	144	Göttingen 390 Dick	6,8	0,015	11,1	84	9,6	≈ 11,5	1,04	Längster Flug 1'5''. —
4	W. Pischnow Moskau	A. Raewsky	»Strish« (A. W. F. 2)	Verspannter Rumpf-Doppeldecker	0—2—1	10	4,7	1,8	gleich 0,64	12,5	2,2	—	1,6	0,6	0,7 1,4	60	70	130	Flügel Götting. 387 Ruder-Göttingen 410	15,6	0,0207	—	175	10,4	—	0,975	Zweisitzer (in Klammern mit einem Fluggast)
5	J. Tolstich	Komarnit-zky, Valentei	»Korschun« (Der Falke)	Verspannter Rumpf-Doppeldecker	0—2—1	12	6	2,5	1,46	gleich 33	—	—	—	—	—	150	150 (65)	300 (215)	Joukowsky Dick	8,3	0,01	12,2	112	(9,0) 6,5	≈ 12,0	(1,125) 0,985	
6	W. New-datjin	L. Jung-meister	»Burewestnik« (d. Sturmvogel)	Verspannungs-loser Tief-decker	0—1—1	10,6	5	—	—	15	—	—	—	—	—	50	62	112	Joukowsky Dick	7,5	0,014	14	142	7,5	≈ 12,8	0,92	Russ. Streckenflug-rekord, Flieger; L. Jungmeister. 1487 m in 3'23,5'' — 5. Nov. 1923.
7	B. Tschera-nowsky Moskau	B. Tscheranowsky	»Bitsch« (Die Knute)	Verspannungs-loser Eindeck. Nur tragfläch.-Flugzeug	0—1—0	5,7	2,85	—	—	12	—	—	—	—	—	30	70	100	Joukowsky Dick	3,0	0,005	—	52	8,5	—	1,7	
8	N. Anosch-tenko Moskau	N. Anosch-tenko	„Makaka"	Verspannter Doppeldecker. Hängegleiter	0—2—1	6	5,5	—	—	17	—	—	—	—	—	30	76	96	Eiffel 32	4,25	0,019	—	41	5,6	—	1,48	
9	Iljuschin	Denisof	»Mastjajarka«	Versp. Gitter-rumpfeindeck.	0—1—1	9,1	5	—	1,82	16,6	—	—	—	—	—	32	68	100	Dünn	5,0	0,022	—	59	6,0	—	1,08	

Digitized by Google

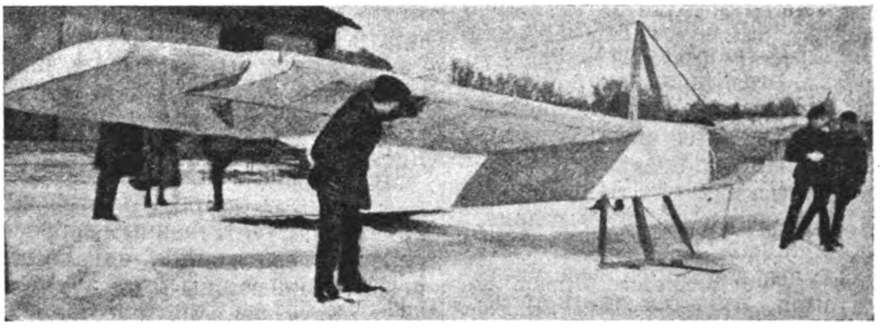


Abb. 1. Segeleindecker von R. Arzeulof (auf Schneekufen montiert).

verhältnisses ($\lambda = 3$) läßt es sich erklären, daß dieser Apparat, der wohl als erstes Nurtragflächensegelflugzeug der Welt anzusprechen ist, die niedrigste Steigzahl besitzt. Richtig war die Anwendung der Joukowsky-Profile[1]) und allgemein der dicken und mitteldicken Profile (6 Flugzeuge) und des symmetrischen Göttinger Profiles 410 für die Ruder des Doppeldeckers von W. Pischnof. Auffallenderweise wurde kein Gebrauch von ausgesprochenen Segelprofilen gemacht (Göttingen 441, 533, 535 u. a.). Daß die Steigzahlen aller Flugzeuge so niedrig sind, ist auf das geringe Seitenverhältnis und auf die unzulängliche aerodynamische Durchbildung zurückzuführen.

Der Grundriß der Tragflügel war im allgemeinen rechteckig. Andersartige Formen wiesen nur der Hochdecker A. W. F. 1 von M. Tichonrawoff und der Eindecker von B. Tscheranowsky auf. Der Tragflügel des ersten zeigt Ähnlichkeit mit dem des englischen Kleinflugzeuges »Gull« von Gnosspelius und der des zweiten stellt ein Parabelsegment dar. Alle Flugzeuge hatten übliche Knüppelsteuerung.

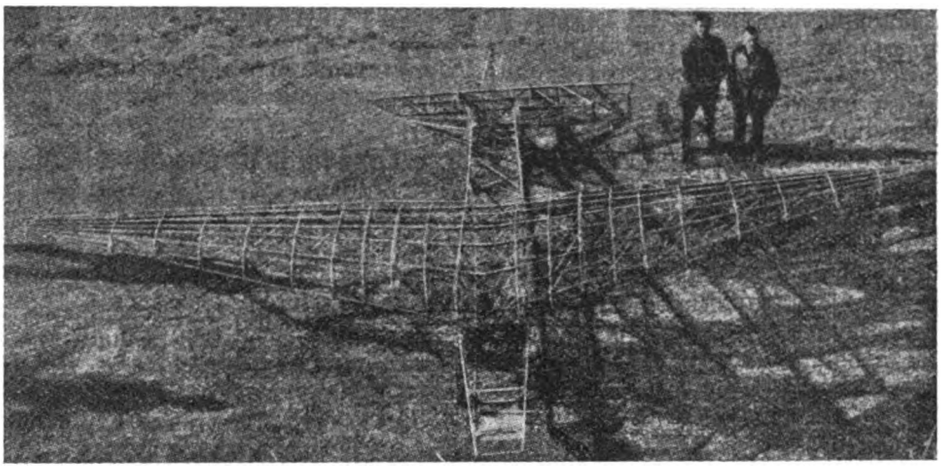


Abb. 2. Segeleindecker von M. Tichonrawow im Gerippe.

[1]) Die Joukowsky-Profile wurden in dem Windkanal der T. H. Moskau von N. Lesnikowa durchgemessen.

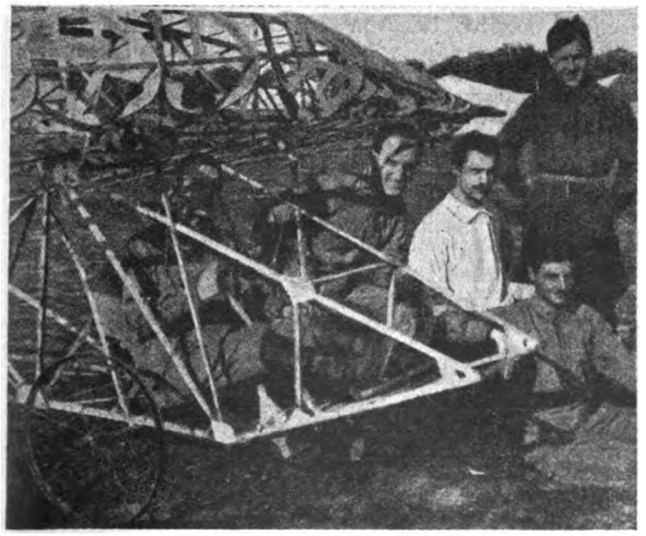


Abb. 3. Vorderansicht des Segeleindeckers von M. Tichonrawow im Gerippe.

Bei allen Apparaten zeigte sich eine Unterbemessung der Ruderflächen, die teilweise noch während des Wettbewerbes, z. B. am Doppeldecker »Strisch«, von W. Pischnof, behoben wurde. Der Erbauer fand dabei ein neues Verfahren zur Berechnung der Steuerflächen. Die Abb. 2 und 3 zeigen die saubere Arbeit der Flugzeuge.

Die Tragfläche des Arzeulof Hochdeckers (Abb. 1) setzten sich an die obere Rumpfkante des — im Querschnitt rechteckigen — Rumpfes an. Die Spanndrahte des zweiholmigen Tragflügels führen oben zu einem Stahlrohrspannturm, unten zu dem Doppelräderfahrgestell. Alle Ruder sind entlastet. Der Flieger hat gute Sicht. Die Beiwerte des ganzen Flugzeuges $C_a \sim 102{,}0$ $C_w = 6{,}82$.

Das Segelflugzeug von S. Ljuschin stellt einen leichten Gitterrumpfdoppeldecker für Schulzwecke vor. Als Zelle sind die Tragflächen eines alten kleinen Vickers Jagdeinsitzers genommen. Die Anordnung der Steuerfläche erinnert an die der Fokker Zweidecker. Der Sitz ist durch eine windschnittige Verkleidung geschützt.

Abb. 4. Segeldoppeldecker (Zweisitzer) von I. Tolstich.

Digitized by Google

Der Rumpf des freitragenden Hochdeckers von M. Tichonrawow (Abb. 2 und 3) hat trapezförmigen Querschnitt, ist ohne Innenverspannung und läuft in eine wagerechte Schneide aus. Die Tragflächen sind mehrholmig aufgebaut. Die Anordnung des Führersitzes ist aerodynamisch gut und bürgt für Bodensicht. Das Fahrgestell besteht aus zwei Rädern. Die Beiwerte des ganzen Apparates sind $C_a \sim 69{,}4$, $C_w \sim 6{,}25$.

Die Zelle vom Doppeldecker »Strisch« hat großes Seitenverhältnis und ist nach Flugbootart über dem Rumpf angeordnet. Die Entfernung zwischen den Flächen beträgt 0,9 m, die (normale) Staffelung 0,3 m, leichte V-Form (4°). Die Tragflügel sind zweiholmig. Auch dieser im Querschnitte rechteckige Rumpf hat Innenverspannung und endigt in einer wagerechten Schneide. Das Fahrgestell hat zwei Räder mit Gummifederung. Die Ruder sind ebenfalls entlastet.

Das Segelflugzeug (Zweisitzer) von J. Tolstich (Abb. 4) ist ein ganz normaler Rumpfdoppeldecker. Die Tragflächen sind auf zwei Kastenholmen aufgebaut und zwei K-Stiele verbunden. Der Rumpf hat gute Stromlinienform. Das Fahrgestell besteht aus zwei Rädern. Die Beiwerte sind $C_a \sim 75{,}0$, $C_w \sim 6{,}14$. Aerodynamisch am besten durchgebildet war der Junkers-Typ Tiefdecker »Burewestnik« von W. Newdatschin. Die zweiholmigen Tragflügel ohne Innenverspannung mit Sperrholznase verjüngen sich stark zu den Enden zu und haben starke V-Form. Der Führersitz ist ganz verkleidet. Die entlasteten Querruder sind mit einer Differentialsteuerung ausgerüstet. Die Verbindung des Steuerknüppels, der Querruder und des Höhensteuers geschieht seillos durch Stangen. Das Fahrgestell besteht aus zwei Rädern. Während des Wettbewerbes wurde die Seitenruderfläche verdoppelt. Die Beiwerte sind $C_a = 72{,}40$ und $C_w = 5{,}16$[1]).

Das eigenartigste Flugzeug war der Nurtragflächensegler von B. Tscheranowsky, der aus einer einzigen Tragfläche in Form eines Parabelsegmentes bestand. Die mit Wechselgetriebe ausgerüsteten Querruder dienten auch als Höhenruder. Auffallenderweise besaß das Flugzeug ein ziemlich hohes unverkleidetes Fahrgestell.

Der Apparat von N. Anoschtenko, einem alten Vorkämpfer des russischen Drachen- und Segelflugsportes, »Makaka« ist ein einfacher Hängegleiter. Dieser stellt wie der Schuleindecker von Jljuschkin nichts Bemerkenswertes vor.

Bücherbesprechungen.

»Hütte«, Des Ingenieurs Taschenbuch, herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, E. V. in Berlin. 24. Aufl. Berlin 1923. Verlag Wilhelm Ernst & Sohn. III. Bd. Kl. 8°. XVI und 1340 S. Preis gebunden M. 13,20.

Mit dem dritten Band — die beiden ersten wurden hier ausführlich behandelt[2]) — ist die 24. Auflage der »Hütte« vollständig. Von den 17 Abschnitten ist der erste, Vermessungskunde, völlig neu bearbeitet. Den neuzeitlichen Luftfahrtechniker betreffen darin Teil IC über Theodoliten und V über Höhenbestimmung. Verfasser ist H. Hohenner.

Zu den Kapiteln Statik der Baukonstruktionen und Brückenbau, von denen jener, aus der Feder von C. Stumpf, u. a. Belastungsvorschriften, Theorie und Berechnung statisch bestimmter und unbestimmter ebener Tragwerke und räumlicher Fachwerke bringt, wird auch der Metallbauer greifen.

Anwendungen der Strömungstechnik bieten die Abschnitte Lüftung und Heizung von K. Brabbée, Wasserversorgung von Ph. Forchheimer und Städteentwässerung von K. Meier.

Von den übrigen Kapiteln sind vor allem die über Fabrikanlagen und Städtebau bedeutend erweitert. Der Rest bringt Grund-, Eisenbeton-, Hoch-, Wasser- und Straßenbau, Baumaschinen, Wasserkraftanlagen, Talsperren und Eisenbahnen, die hier von den übrigen Verkehrsmitteln, Kraft-, Wasser- und vor allem Luftfahrzeugen ganz abgesondert untergebracht sind. Das Sachverzeichnis von 272 Spalten Umfang umfaßt alle drei Bände.

Für spätere Auflagen wäre von unserm Standpunkt aus zu wünschen, daß dem Leichtbau, der sich inzwischen zu einer eigenen Technik entwickelt hat und auf dem Wege ist, zu einem besonderen Wissensgebiet ausgestaltet zu werden, ein eigener Abschnitt eingeräumt würde, als gesundes Gegengewicht gegen den Schwerbau, besonders der Eisenbahntechnik. Vor allem darf die Luftfahrt nicht länger wider alle Systematik in einem Abschnitt »Mechanik luftförmiger Körper« des ersten Bandes gesperrt werden, denn die eigentliche Lehre von den zusammendrückbaren Flüssigkeiten (Allgemeine Thermodynamik, Gastheorie, Ballistik) wie auch die Flugzeugmechanik kommen dabei zu kurz. Der Luftfahrzeugbau umfaßt doch weit mehr als die strömungstechnischen Fragen, und diese sind, mit wenigen Ausnahmen (Luftdichteänderung mit der Höhe, Treibschrauben hoher Umfangsgeschwindigkeit u. dgl.) nach den Gesetzen unzusammendrückbarer Flüssigkeiten zu behandeln.

Man wende nicht ein, der Umfang werde durch Berücksichtigung solcher Sonderwünsche zu groß, der dritte Band sei allein wieder um 197 S. vermehrt worden. Die Technik schreitet eben fort, das Wissen der Ingenieure eilt ihr voraus, und ein »Taschenbuch des Ingenieurs« muß sich dem anpassen. Das Taschenformat ist ja ohnehin nur im Satzspiegel beibehalten; aufeinandergelegt sind die drei Bände 150 mm stark, während die Breite nur 130 mm, die Höhe 190 mm beträgt. Diese 3,7 l lassen sich kaum noch in einer Aktentasche unterbringen. Hoffentlich ist es bald möglich, auch das Format den Forderungen der Neuzeit anzupassen (zum Vermeiden umfassender Satzänderungen etwa durch Verdoppeln der Seitengröße), so daß aus dem Taschenbuch ein Handbuch wird, in dem alle Gebiete der Technik ihrer Bedeutung gemäß berücksichtigt werden können.

Wenn wir Luftfahrer bei jeder Gelegenheit darauf dringen, daß unser Fachgebiet im Rahmen der Technik überall gebührend berücksichtigt wird, so geschieht es nicht in einseitiger Kirchturmspolitik sondern aus der klaren Erkenntnis, daß bei der geographischen Lage und technischen Leistungsfähigkeit Deutschlands die Luftfahrt der größte Aktivposten unserer wirtschaftspolitischen Zukunftsbilanz ist, also als solcher von den Führern unserer Technik erkannt und auch dem Nachwuchs vorgestellt werden muß. Everling.

Drang und Zwang. Eine höhere Festigkeitslehre für Ingenieure. Von Dr. Dr.-Ing. Aug. Föppl, Professor an der Technischen Hochschule in München, Geh. Hofrat, und Dr. Ludwig Föppl, Professor an der Technischen Hochschule in München. Erster Band. 2. Auflage. München und Berlin 1924. Druck und Verlag von R. Oldenbourg. Gr. 8°. XI und 359 S. mit 70 Abb. im Text. Preis gehaftet M. 14, gebunden M. 15.

Trotz der schlechten Zeiten — für den wissenschaftlichen Buchhandel waren und sind sie besonders schlecht — und trotz des nicht sogleich vertrauenerweckenden Titels ist die erste Auflage des »Drang und Zwang« von 1919 bereits vergriffen! Kurz vor dem Tode August Föppls, der das Werk mit seinem Sohn und Nachfolger im Lehramt gemeinsam bearbeitete, lag der erste Band in zweiter Auflage vor. Auf Wunsch des Verlages wurde an dem Text wenig geändert, jedoch Druckfehler und andere Versehen verbessert.

Hinzugekommen sind 4 Paragraphen: 38a, neuere Arbeiten über die rechteckigen Platten; 55a über Spannungen im Stabeck; 56 über den Spannungszustand in der rechteckigen Scheibe und 57, der die neuen Arbeiten von L. Prandtl, H. Hencky und F. Nadai über das plastische Gleichgewicht beim ebenen Spannungszustand kurz wiedergibt.

Da die erste Auflage in dieser Zeitschrift bereits eingehend gewürdigt wurde[1]), genüge hier der Hinweis auf jene Bereicherung.

Für eine spätere Umarbeitung möchten wir freilich wünschen, daß die Formelzeichen gelegentlich durch ein eingeschobenes Wort im Text erklärt würden; jetzt muß man beim Angreifen einer Sonderfrage oft seitenlang zurückblättern, um eine Bezeichnung zu verstehen.

Für den Flugtechniker ist es mit dem Fortschreiten der Metallbauweise, d. h. mit zunehmender Anwendung etwas schwererer Baustoffe mit wesentlich leichteren Bauformen heute noch wichtiger als vor 5 Jahren, daß er den »Drang und Zwang« in den Fingerspitzen hat. Vor allem die Betrachtungen über Festigkeit, Formänderung, Stabilität und Ausknicken von Rohren (besonders § 12, »Sicheres und unsicheres Gleichgewicht«) verdienen deshalb, wenn auch von anderm Standpunkt aus, Beachtung. Everling

[1]) Die Steigzahlen wurden aus den Flächenbelastungen und Sinkgeschwindigkeiten, die Gleitzahlen durch Hinzunahme der Gleitgeschwindigkeit und die C_a- und C_w-Werte aus den Gleit- und Steigzahlen ermittelt. Die C_a- und C_w-Werte sind nur Überschlagswerte, da die Angaben über Gleitgeschwindigkeiten höchst dürftig sind.

[2]) 1. Band: ZFM 14, Nr. 17/22 vom 21. November 1923, S. 162 bis 163. — 2. Band: ZFM 15, Nr. 5/6 vom 26. März 1924, S. 45.

[1]) Besprechung von Schwerin, ZFM 11, Heft 6 vom 31. März 1920, S. 90.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [12] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Beim Flugzeugbau läßt sich die Leistungsbilanz in der Lilienthalschen Polare für das ganze Flugzeug (Auftrieb abhängig vom Widerstand für verschiedene Anstellwinkel) durch Zergliedern in Einzelwiderstände und Hinzufügen der Kurve für Motor- und Schraubenkraft aufstellen: Gesamtmotorleistung = Schwebeleistung — Steigleistung — Verlustleistung, letztere etwa 35 vH, die im Schraubenstrahl verlorengehen.

Gewichtbilanz: Flugwerk 40 vH, Triebwerk 24 vH des Gesamtgewichtes; bei 10 h Flugdauer Betriebstoffanteil 25 vH, also Nutzlastanteil nur 11 vH, bei nur 4 h Flugdauer dagegen 10 bzw. 24 vH.

Steigfähigkeit beim Eisenbahnzug 0,2 m/s, beim Verkehrsflugzeug 3 m/s, also 200 m Startlänge, beim Kampfflugzeug 12 m/s und 40 m Anlauf.

Baustoff und Bauform durch Anforderungen des Leichtbaues bedingt: das Seitenruder eines Schiffes wiegt 160 kg, das gleich große eines Flugzeuges mit Wellblechbekleidung nach Junkers 3 kg.

Aufbau erfordert neuartige Gerüste, die leicht auf große Entfernungen zu bauen und bequem zu ändern sind; denn z. B. das Junkers-Verkehrsflugzeug F 13 hat 8 m Spannweite, aber die Flügelanschlüsse am Mittelgerüst müssen auf 0,2 mm passen.

Triebwerk: eine 250-PS-Lokomotive wiegt 15 t, ein »schwerer« Flugmotor gleicher Leistung 330 kg trotz höchster Anforderungen an Belastung und Betriebsicherheit. Weiter vgl. 41002. — Betrachtungen zum Flugzeugbau, Vortrag von *Mader* auf der Hauptversammlung des VDI in Hannover am 1. Juni 1924, Junkers-Luftverkehr-Nachrichtenblatt 2, Nr. 9 vom 23. August 1924 (Sonderausgabe), S. 1 bis 6 (10 Sp., 7 Zeichn., anschauliche Darstellungen eines Flugzeuges im Windkanal mit Luftkräften der Leistungsbilanz mit Polarendarstellung der Gewichtsbilanz für verschiedene Fahrzeuge, der Steigleistungen, abhängig vom Gewicht, der Massenverteilungen und Ruderkräfte, der Wendigkeit von Flugzeugen und Eisenbahnen sowie des Einflusses von Kurven auf den Blutdruck.) *E.* 41201.

Flugzeuge. Bristol-»Bloodhound«, Kampfzweisitzer, mit Ausnahme der Bespannung Ganzmetall, Flügelform ungewöhnlich: stark gerundete Spitzen; Pfeilstellung, Ausschnitte zum Verbessern der Sicht (Pfeilstellung in Deutschland früher häufig, in Frankreich noch im Oberflügel der Spad-Herbemont). Daher können Führer und Schütze hinter den Flügeln sitzen.

Flügel: Innendrahtverspannung. Beiderseits ein N-Spannturm und 2 Paar Stahlrohrstiele, die inneren in der Mitte unten zum Rumpf verstrebt. Das Zwischenfeld mit Drahtauskreuzung.

Fahrgestell: niedrig, große Spurweite der Räder, die je zu der Rumpfmitte und den inneren Stielknoten verstrebt sind. Stahlfedern und Öldämpfung, also wegen Fehlens von Gummi tropenbeständig.

Motor: Bristol-Jupiter, teilweise verkleidet, jedoch ohne Nabenhaube. Rumpfbekleidung hinter dem Motor Aluminium, sonst Stoff. Bewaffnung 2 Vickers-MG für den Flieger, 1 Lewis-MK für den Schützen, viel Platz für Munition. Vorrichtungen zum Bombenaufhängen, Stromerzeuger, Sammler, Kennungs- und Landelichter, Leuchtpistole, Sauerstoffatmer, Feuerlöscher und Instrumentenbeleuchtung sind vorhanden. Alle Ruder ausgeglichen: Höhen und Seitenruder mit Lappen, Querruder drehen sich um Achse hinter der Vorderkante. Maße und Einzelheiten dürfen nicht angegeben werden. Benzinbehälter 470 l, Ölbehälter 6,8 l. — Flight **16**, Nr. 811 (28) vom 10. Juli 1924, S. 435 bis 436 (3 Sp., 3 Lichtb. des Flugzeuges). *E.* 41202.

Flugzeuge. Brunet-Descamps A 2, Aufklärungs-Anderthalbdecker von M. E. Descamps in Sèvres. Metall mit Ausnahme der Rumpf- und Flügelbekleidung, ohne Spannseile und Drähte, Reihenbau. Gute Formen.

Motor: Lorraine	400 PS
Spannweite oben	14,5 m
» unten	7,5 m
Länge	9,35 m
Höhe	3,35 m
Fläche oben 34, unten	44 m²
Leergewicht	1,11 t
Betriebstoffe	0,35 t
Zuladung	0,45 t
Fluggewicht	1,9 t
Flächenbelastung	42,3 kg/m²
Leistungsbelastung	4,65 kg/PS
Flächenleistung	9,1 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	240 km/h
Gipfelhöhe	7,8 km
Lastvielfaches	10

Flugzeug ist ein Anderthalbdecker. Oberflügel liegt auf Rumpf-Auswuchs, hat 2 I-Holme aus Duralumin, ebenso Rippen aus V-Profilen. Innenverspannung doppelt aus Stahlrohr, das Ganze starr und torsionsfest. Querruder nur oben. Beiderseits ein N-Stiel, stromlinienförmig, auf beiden Decks mit Platten aufsitzend.

Rumpf schmal, sehr hoch, Holme, Streben und Rohr-Auskreuzung Duralumin. Verbindungstücke abnehmbar zum Auswechseln von Teilen.

Höhenflosse fest am Rumpf, Vorderkante im Fluge verstellbar. Höhenruder ausgeglichen.

Motor in einer Stunde auswechselbar. Kühler zum Teil im Rumpf. Fahrgestell, für jedes Rad getrenntes Gehäuse und Federung. Keine Achse, Rumpf unten frei. Steuerung frei im Rumpf, keine Kabel bei den Sitzen, alle Züge unter Fußboden. Führersitz wie Fußhebel verstellbar. Geräumiger Rumpf bequem, wie für Aufklärungsflugzeuge vorgeschrieben. — L'avion Brunet-Descamps A 2; L' Aérophile 32, Nr. 9/10 vom 1./15. Mai 1924, S. 157 bis 159 (5 Sp., 1 Lichtb. u. 3 Skizz. d. Flugz., 3 Skizz. v. Teilen, 1 Zahltaf.). *E.* 41203.

Flugzeuge. Das erste Leichtflugboot, ein halbfreitragender Eindecker-Einsitzer von Short, mit Ausnahme der Bespannung ganz aus Duralumin mit zwei 0,7 l-Zweizylinder-Blackburne-Motoren »Tom Tit«, hat Hülle ähnlich dem »Silverstreak«-Doppeldecker von 1920, aber mit Duraluminspanten oder -ringen von L-Querschnitt, auf die Duraluminplanken genietet sind. Längsstringer laufen nicht durch. Flügelholme und Stielbeschläge sitzen an stärkeren Spanten; an den hinten offenen Stufen sind die Spanten durch Rahmen versteift.

Bootsraum nicht durch Verspannung verbaut. Je zwei Holme aus gewelltem Duralumin, Rippen aus U-Profilen mit Erleichterungslöchern. Flügel am Hüllenscheitel zusammengefügt. Querruder laufen ganz durch, mit Hebeln und Zugstangen an den Innenseiten betätigt. Profil RAF 15. Hilfsschwimmer an den Flügelenden. Leitwerk mit Rohrholmen, U-Profil-Rippen und Stoffbespannung.

Beiderseits auf den Flügeln zwischen Rumpf und Strebenknoten ein stromlinig gekapselter Motor mit zweiflügliger Zugschraube. Tretanlasser im Führersitz, der vor der Flügelvorderkante liegt. Zum Bewegen große Räder auf einer Achse, die durch ein Querrohr im Boot (über der Hauptstufe) gesteckt werden kann.

Spannweite	10,9 m
Flügeltiefe	1,82 m
Länge	7,52 m
Abstand Bugspitze bis Vorderkante	2,05 m
Abstand Hinterkante bis Höhenflosse	2,28 m
Tiefe der Höhenflosse	0,68 m
Tiefe des Höhenruders	0,5 m
Spannweite der Höhenflosse	3,65 m
Höhe des Seitenruders	0,8 m
Flächen:	
Flügel	18,2 m²
Querruder	4,4 m²
Höhenflosse	2,2 m²
Höhenruder	1,4 m²
Kielflosse	0,1 m²
Seitenruder	0,5 m²

Digitized by Google

Leistung etwa	40	PS
Fluggewicht (geschätzt)	385	kg
Höchstgeschwindigkeit (geschätzt)	109	km/h
Flächenbelastung	21,2	kg/m²
Leistungsbelastung	9,6	kg/PS
Flächenleistung	2,2	PS/m².

— *Edmund T. Allen*, The First Light Flying-Boat; Aviation **16**, Nr. 22 vom 2. Juni 1924, S. 593 (1 Sp., 3 Skizz.). *E.* 41204.

Flugzeuge. Neue L. F. G.-Wasserflugzeuge: »Strela«, hochseefähiges, flugsicheres, stabiles Reiseflugzeug, von Deutscher Luft-Reederei und von Schweden (zu Lichtreklameunternehmen) gekauft. Behagliche Kabine, Platz für großes und kleines Gepäck. Klappe zum Führersitz. Bleibt auch bei verschiedener Belastung mit Fluggästen und Benzin immer ausgeglichen.

»Jasmund«, Ganzmetall, Verbesserung von »Arkona« mit geänderter Kabinen- und Gepäckraumanordnung, Spannweite, Flächenbelastung und Tragfähigkeit, außerdem Führersitz geschlossen und Doppelsteuerung. Hinter Stirnkühler seitlich aufklappbare Motorverkleidung. Hinter Führerraum Metallschotten, Benzinbehälter innerhalb des Rumpfes besonders abgeschottet. Flügel abnehmbar. Bauart aus glatten Blechen und Winkeln gestattet Ausbesserungen auch von weniger geschultem Personal. Alle Teile von Schwimmern, Rumpf und Flügeln durch Handlöcher zugänglich.

L. F. G.	Strela	Arkona	Jasmund	Maß
Zahl der Sitze	5	6	6	—
Zahl der Reisenden	4	4	4	—
Spannweite	17,5	14,4	15,6	m
Länge	10,9	9,2	9,85	m
Höhe	3,88	3,30	3,50	m
Nutzlast	0,70	0,66	0,66	t
Leistung	220	185	185	PS
Motor	Benz	Bz. IIIa	Bz. IIIa	—
Geschwindigkeit	140	rd. 170	rd. 170	km/h
Steigt auf	2	1	1	km
in	20	9	8	min

— Neuere Flugzeugtypen der Luftfahrzeuggesellschaft Stralsund; Luftfahrt **28**, Nr. 11 vom 5. September 1924, S. 190 (2 Sp., 3 Lichtb. der Flugzeuge, 3 kl. Zahltaf.). *E.* 41205.

Flugzeuge. Latécoère-Posthochdecker Lat. 16 für Linie Toulouse-Casablanca. Erfüllt die Bedingungen: Freier Ausblick des Führers nach vorn und hinten; Motor und Tanke weit voneinander (gegen Brandgefahr); Bequemlichkeit und Aussicht für die Reisenden; großer, vor Regen und Öl geschützter Gepäckraum auch für sperrige Briefpost; Metallflügelfachwerk gegen Luftfeuchtigkeit und Temperaturschwankungen; möglichst kleine Gleitzahl.

Freitragend, starkes Profil; Flügel geht sanft in den Rumpf über, enthält Gepäckraum von 2 m³ und Tanke. Holme Metall, Ober- und Untergurt Rohre, durch Streben und Schrägen verbunden. Rippen Holz.

Rumpf Rohrgerüst, Führer sitzt vorne über Motor, etwa in Höhe der Flügelvorderkante, hat gute Sicht. 2 Kabinen für je 2 Reisende.

Leistung	400	PS
Spannweite	17,8	m
Länge	12,8	»
Größte Flügeltiefe	4,2	»
Kleinste Flügeltiefe	2,1	»
Flügeldickenverhältnis am Rumpf	0,27	»
Kabinenhöhe	1,8	»
Kabinenlänge je	1,6	»
Kabinenbreite	1,1	»
Tragfläche	48	m²
Höhenleitwerk	9,1	»
Seitenleitwerk	4,6	»
Leergewicht	1,62	t
Leergewicht mit Betriebslast (außer Führer)	1,75	»
Betriebstoff	0,40	»
Nutzlast und Führer	0,43	»
Fluggewicht	2,58	»
Flächenbelastung	53,8	kg/m²
Leistungsbelastung	6,45	kg/PS
Flächenleistung	8,33	PS/m²
Geschwindigkeit am Boden (geschätzt)	180	km/h
Gipfelhöhe (geschätzt)	4,5	km

Probeflüge in Francazal bei Toulouse ergaben gute Stabilität und kleine Landegeschwindigkeit. — L'avion postal Latécoère Lat. 16; L'aérophile **32**, Nr. 15/16 vom 1./15. August 1924, S. 265 bis 266 (2½ Sp., 2 Lichtb. des Flugzeuges, 1 Zahlentafel), ferner Un avion postal inspiré par le transport postal aérien; L'aérotechnique **2**, Nr. 21, S. 113, in L'aéronautique **6**, Nr. 64 vom September 1924 (2 Sp., 3 Lichtb. des Flugzeuges und des Rumpfvorderteiles, Zahlenangaben); sowie *M. Moine*; L'avion postal Latécoère Lat. 16, 400 HP; ebenda S. 115 bis 116 (3 Sp., 6 Skizz. des Flugzeuges, der Sitzanordnung und der Flügelschnitte). *P., E.* 41206.

Flugzeuge. Pelletier d'Oisy benutzte bei seinem Fluge Paris—Shanghai einen Breguet, für den folgende Angaben vorliegen bzw. aus den Flugergebnissen zu berechnen sind:

Leergewicht	1200	kg
Flieger mit Ausrüstung	100	kg
Nutzlast (Fluggast, Vorräte, Ersatzteile, Bewaffnung)	450	kg
Benzin	650	kg
Öl	85	kg
Fluggewicht	2485	kg
Flügelfläche	50	m²
Motor: Lorraine	400	PS
Flächenbelastung	49,7	kg/m²
Leistungsbelastung	6,2	kg/PS
Flächenleistung	8,0	PS/m²
Flugweite bei Windstille	2400	km
Mittlere Reisegeschwindigkeit	190	km/h
Brennstoffverbrauch	74	l/h
Ölverbrauch	5,5—6,0	l/h
also Betriebstoff-Streckenverbrauch	0,3	kg/km
Einheitsbetriebstoffverbrauch	0,28	kg/PSh
Gleitzahl beim Fluge	0,097	—
zugehörige Auftriebsbeizahl	0,324	—
Mindestgleitzahl rund	0,09	—
zugehörige Auftriebsbeizahl	0,55	—
entsprechende Geschwindigkeit	145	km/h.

Im Vergleich dazu brauchen die Flugzeuge der französischen Linie Paris—Bukarest mit dem gleichen Motor nach Statistik 0,4 kg/km Betriebstoff und haben nur 161 km/h Reisegeschwindigkeit bei Strecken von höchstens 500 km mit Verkehrslasten von 0,31 bis 0,35 t.

Der Erfolg von Pelletier d'Oisy ist daher teilweise der strömungstechnischen Güte seines Flugzeuges zuzuschreiben. Aus den Zahlenwerten ergibt sich, daß er dem Motor im Durchschnitt nur die halbe Leistung entnommen haben kann.

Der Gleitzahlwert wurde aus der logarithmischen Entfernungsformel (die im Text durch einen Druckfehler entstellt ist. D. Ber.) ermittelt, mit der Annahme eines Schraubenwirkungsgrades von 0,75, eines Windfaktors (für den störenden Einfluß eines abwechselnden Gegen- und Rückenwindes von 7 m/s) 0,98 und für Flugstrecken von 1350 km, bei denen das Gewicht zu Beginn 2,4 t, der Gesamtverbrauch während des Fluges 405 kg betrug.

Die günstigen strömungstechnischen Ergebnisse gestatten, transkontinentalen Luftfernverkehr mit Nutzladungen von rd. 450 kg und erhöhter Geschwindigkeit ins Auge zu fassen. (Deutschland übt derartigen Verkehr bereits, freilich nur mit den ihm gestatteten geringen Geschwindigkeiten, aber mit wesentlich kleineren Leistungen. Die »Schnelligkeitzahl«, nämlich Wirkungsgrad durch Gleitzahl, die nach Breguets Angaben zu 7,8 errechnet, wurde von deutschen Metallflugzeugen schon übertroffen. D. Ber.) — *Louis Breguet*, Sur les qualités aérodynamiques de l'avion utilisé par Pelletier d'Oisy dans son raid Paris—Shanghai; Comptes Rendus **178**, Nr. 22, Sitzung vom 26. Mai 1921, S. 1793 bis 1795 (2½ S.). *E.* 41207.

Flugzeuge. Überschlagsicherer Leyat-Doppeldecker: bei einem A.R.-Flugzeug wurde das Tragwerk schwenkbar am Rumpf angebracht (um welche Parallele zur Querachse? D. Ber.) und außer dem zweirädrigen Fahrgestell weit vor dem Schwerpunkt, mit vom Führer bedienbarer Bremse, ein zweites nahe dem Rumpfende.

Vorteile (Versuche in Villacoublay sind im Gang): 1. leichtere Längssteuerbarkeit, da nicht das ganze Flugzeuggewicht zu drehen ist (allgemeiner Vorteil der Flügelsteuerung! D. Ber.); 2. größere Sicherheit beim Landen; Rumpfachse bleibt immer parallel zur Flugbahn, der Führer sieht also die Landestelle an;

Digitized by Google

während des Abfangens zeigt ihm der Rumpf die Flugbahnänderung; er kann mit einem Winkel bis zu 30° aufstoßen, ohne daß sich das Flugzeug überschlägt. Weiter kann er auf 4 Rädern zugleich bei Vollgas mit dem Anstellwinkel der Mindestgeschwindigkeit aufsetzen. Der Auslauf kann durch die Bremse vermindert werden; der Anlauf ist kurz, da der Spornwiderstand fortfällt; 3. die Geschwindigkeit im Fluge zu verlieren, ist unmöglich, da das Trägheitsmoment um die Querachse »aerodynamisch fast Null« ist. Beim Durchsacken kippt der Rumpf nach vorne, als wenn der Führer gedrückt hätte (auch bei festgehaltener Flügelsteuerung?! D. Ber.); 4. Die Böenwirkung wird herabgesetzt, da nur das Tragwerk schwingt (ist es denn statisch stabil aufgehängt? D. Ber.). — L'avion incapotable Leyat; L'aérophile **32**, Nr. 15/16 vom 1./15. August 1924, S. 262 bis 263 (2½ Sp., 2 Lichtb. von Flugzeug und Steuerung). *P., E.* 41208.

Segelflug. Ausnutzen wagrechter Windschwankungen durch segelnde Vögel ist nur dadurch möglich, daß die Wucht gegenüber der Luft, die als Schwebearbeit aufgezehrt wird, durch Anpassen an Windbeschleunigungen ersetzt oder vermehrt wird. Die Wuchtänderung ist (vgl. 40722) gleich der Masse mal dem inneren Produkt aus der Relativgeschwindigkeit und der Windgeschwindigkeitsänderung in demselben Zeitraum. Kommt die Beschleunigung von hinten, so ist dieser Wert negativ; kommt sie von vorn, so ist ein positiver Energiegewinn möglich.

Die Theorie der »Russischen Berge« von Langley ist unhaltbar, weil der Windwinkel abwechselnd positiv und negativ, der mittlere Energiegewinn also nahezu Null ist. Nach der Theorie des »schwankenden Windes« von Sée schreitet der Vogel quer zu den Windänderungen fort und nimmt sie abwechselnd mit beiden Flügeln auf. Aber auch in diesem Falle genügt die Energie nicht zum Fliegen. Nach Nordmann (vgl. 40723) empfängt der Vogel die Windschwankungen abwechselnd von vorn und von hinten; das ist noch weniger möglich als die Anschauung von Sée, abgesehen von dem zusätzlichen Luftwiderstand infolge der Beschleunigungen. Das beweist auch die physiologische Betrachtung: der Vogelkörper ist baulich und strömungstechnisch dem Wind von vorn angepaßt. Der Segler muß also den Windwinkel ständig positiv halten, indem er gegen die Windbeschleunigungen kreist. Wenn Nordmann (vgl. 40723) erwidert, daß dieser Schluß auf zu einfachen Luftwiderstandsformeln beruhe, so ist das unbegründet, da derartige Annahmen der Ausgangsformel überhaupt nicht zugrunde liegen. Der Einwand, daß der Wind rascher schwankt als die Vögel kreisen, beweist nur, daß sie rasche Windschwankungen ihrer Trägheit wegen nicht ausnutzen. In abwechselndem Wind von vorn und von hinten müßten die Vögel senkrecht stark auf- und abschwingen.

Da bereits ganz schwacher Aufwind zum Schweben genügt, wird das Segeln vorwiegend auf ihm beruhen. Die Grundlagen des Segelflugs sollten im Unterricht der technischen Mechanik ihrer Wichtigkeit wegen vorgetragen werden. — *N. Vasilesco Karpen*, Sur le mécanisme du vol à voile; Bulletin de la section scientifique de l'académie Roumaine **8**, Nr. 10, 1923, S. 253 bis 255 (2½ S.); und ders., Sur l'emploi des fluctuations horizontales du vent par les oiseaux voiliers; ebenda, S. 255 bis 259 (4 S.). *E.* 41209.

Segelflug. Der Albatros ist nach Messungen in der Südsee der einzige Vogel, der Aufwind infolge von Hindernissen, Wärme oder Reibung nur ausnahmsweise ausnutzt. Es wurden Geschwindigkeitskomponenten, Meereshöhe der Segler mit selbsttätigem Laufbildgerät von 16 Aufnahmen/s festgehalten, gleichzeitig Windstärke, -Richtung, -Schwankungen, -Aufkomponente mit Anemometern oder durch Beobachtungen und Lichtbildaufnahmen von Rauchschwimmern aufgenommen, Schiffsschwankungen nach Beschleunigungsmesser berichtigt.

Ergebnis: Der Albatros verwertet den Geschwindigkeitsunterschied zwischen zwei Luftschichten in verschiedener Höhe über dem Wasser, indem er zwischen zwei Wellen, näher an der Luvfront, 10 bis 20 m steigt, umkehrt und mit Rücken- oder Seitenwind absinkt. Das geschieht bei diomedea melanophrys in 7 bis 9, bei diomedea exulans in 10 bis 11 s. Dabei war ein Wind von etwa 10 m/s Stärke in 3,5 m Höhe 2 m/s langsamer (das widerspricht sonstigen Erfahrungen und der Bewegung des Vogels! D. Ber.) als 0,5 m über den Wellenkämmen.

Aus Flugbahn und mittlerer Geschwindigkeit, etwa 20 m/s, läßt sich die Gleitzahl zu ein Zwanzigstel bestimmen, also von gleicher Größenordnung wie bei den großen afrikanischen Geiern, die jedoch langsamer fliegen. — *Pierre Idrac*, Contributions à l'étude du vol des albatros; Comptes rendus **179**, Nr. 1, Sitzung vom 27. Juli 1924, S. 28 bis 30 (2 S.). *E.* 41210.

Segelflug. Der Rhön-Wettbewerb 1924 zeigte »einen bedauerlichen Rückgang des eigentlichen Segelfluggedankens gegenüber dem motorischen Flug«, da die berühmten Segelflugbauer und Segelflieger meist zum Kleinflugzeug abgewandert sind. Eigentliches Segeln mit Hilfsmotor wurde nicht gezeigt. Damit sind Rhön und Rossitten gefährdet. Sie müssen aber als Versuchsfelder der Luftwissenschaft, als Übungsplätze für Segelflieger, als »olympische Felder« für diesen Sport erhalten bleiben!

Der Wettbewerb hat enttäuscht, hauptsächlich des Wetters wegen. Die Akademische Fliegergruppe Darmstadt war führend mit »Margarete«, die sogar mit 2 Fluggästen 1 min 5 s in der Luft blieb, und »Konsul«. »Königin Luise« von Schulz, die »infolge mangelnder Seitenstabilität abtrudelte und beschädigt wurde«, machte später mit kleiner Kielflosse und geändertem Rumpf recht schöne Flüge. »Roemryke Berge« hat sehr flachen Gleitwinkel. Martens landete mit »Moritz« auf der Kuppe an seiner Halle.

Zielflüge sind mit strömungstechnisch hochwertigen Flugzeugen schwierig, gelangen daher am besten von der Seite.

Von den Kraftflugzeugen war Udet auf »Kolibri« mit dem Dauerweltrekord für Kleinflugzeuge von 4 h 39 min beachtenswert, aber der »Rote Vogel« von Bäumer mit 350 cm³ Hubraum ist das einzige eigentliche Segelflugzeug mit Hilfsmotor, sein 2 h-Flug daher erwähnenswert. Segeln mit gelegentlichem Einsetzen des Hilfsmotors war nirgends zu sehen. Stärkere Motorflugzeuge sind »ein völliges Mißverstehen der »Rhön«, eine Entweihung!« Beim Kissinger Flug starteten von 7 gemeldeten Flugzeugen nur 3 nach Kissingen, von diesen gab dort Martens des Flugplatzes wegen auf, Blume auf »Habicht« mußte beim Rückflug notlanden, nur Udet auf »Kolibri« kam im Nebel zurück. »Viele Fragen des reinen Segelfluges harren noch der Lösung. Wo bleibt die Ausnutzung aller verfügbaren Windenergie, z. B. der thermischen Einflüsse?« (Bei vielen Flügen in die Ebene wurde Wärmeaufwind ausgenutzt; auch Geländeaufwind ist insofern teilweise Wärmeaufwind, als er durch die senkrechte Temperaturverteilung beeinflußt wird. D. Ber.). »Wo bleibt der dynamische Segelflug oder auch nur die geringsten Ansätze dazu? Wo die Erforschung der ‚Windseele'?« —

Auf die Wasserkuppe kamen von 77 gemeldeten 45 Flugzeuge ohne und 15 mit Motor. Von den motorlosen waren außer 3 oder 4 Hängegleitern und einem nicht zugelassenen Flugzeug nur 6 Doppeldecker, besonders »Breslau« von Ksoll, deren sehr schmaler Unterflügel um den Hauptholm drehbar war, Leergewicht 250 kg, und der Königsberger Peyean, der statt Querrudern Ansätze an den Oberflügelenden hat, ferner, noch nicht geflogen, ein neuer Doppeldecker der Segelflugwerke Baden-Baden und ein Schuldoppeldecker von Martens, beide mit 2 Kufen wie Eisenlohrs »Roland-Festung«.

Von den Eindeckern lehnen sich die leichten Sportsegler an den vorjährigen »Hols der Teufel« an, der übrigens nicht von der Finsterwalder-Bauart abgeleitet ist.

Von den hochgezüchteten, bestgebauten Eindeckern sind Martens »Max« und »Moritz« der Möbelwerke Fulda »wahre Schmuckstücke«, überraschend einfach auf- und abzurüsten, mit nahezu senkrechtem Sporn von 250 mm Höhe zum Schutz des Ruders. Martens' Seilauslösevorrichtung ist nur für gewandte, erfahrene Rhönflieger anwendbar. Das Flugwissenschaftliche Forschungsinstitut Hannover brachte den alten »Greif« und »Pelikan« (in Rossitten als »H. 6«), dieser mit sehr leichten Flügeln von 15 m Spannweite, schön geformtem Stromlinienrumpf und reichlichem Leitwerk. Im Fluge bogen sich die Flügelenden leicht durch. Ein Flügelteil brach beim Abfangen in 5 m Höhe. »Mögen Materialfehler mitgesprochen haben, so ist doch eine Überbeanspruchung (Erlahmung) des Materials infolge der bisherigen Landungsstöße wohl nicht von der Hand zu weisen. Bei so weit spannenden Flügeln müssen diese eben mit erhöhtem Sicherheitsfaktor in Rechnung gesetzt werden, zumal auch das feuchte Wetter auf der Rhön von ungünstigem Einfluß sein kann.« Akademische Fliegergruppe Darmstadt: »Geheimrat«, nicht mehr flugfähig, »Konsul«, »Margarete«, die zwei Zielflüge gewann, und »Hessen« mit veränderlicher Profilwölbung und Höhenruder, noch nicht geflogen.

Außer verschiedenen vorjährigen Flugzeugen »Gretchen« aus Halle, »Schwanz nach oben gebogen, was wohl auf die Wirkung des Leitwerkes von nicht günstigem Einfluß war«. Schulz mit verspannungslosem Rumpfeindecker »Königin Luise«, dessen Seiten-

Digitized by Google

steuerung durch Flügelansätze, wie im Vorjahr beim kleinen »Spatz« von Langer, »gut und rasch« wirkt, sich auch bei Berr findet. Flügelgesteuert wurden der freitragende Wuppertaler »Roemryke Berge« nach Darmstädter Vorbild, mit Kufe, die vor der Landung unter Federdruck aus Rumpfversenkung gestreckt wird, 15 m Spann, Flügelschnitt durch Klappen des Hinterendes veränderlich. Dennoch nur 150 kg Gewicht, erbaut von Schatzki; »Charlotte« der Berliner Akademischen Fliegergruppe unter Winter gut steuerbar, ließ zum Schluß das einzige Leitwerk, die Kielflosse, weg. »Dieser wohl interessanteste und bedeutendste Versuch des ganzen Wettbewerbs verlief zur vollen Zufriedenheit.« Der Charlottenburger Schuleindecker war eine »Nachempfindung« von Eisenlohrs »Roland-Festung«. »Einige Teile nicht fest genug und im Zusammenbau nicht ganz einwandfrei, so daß der Eindecker nicht zugelassen werden konnte.« (Nein! Das Schulflugzeug, ein preisgekrönter Entwurf, war vor Anbringung der Steuerung bedingt zugelassen, wurde jedoch wegen Konstruktionsfehlern vom Bewerber zurückgezogen. D. Ber.) Freiherr v. Schertel hatte Flügelsteuerung, die ohne Druckpunktverschiebung mit der Flügelwölbung die Auftriebswerte ändern sollte. Flugversuche unter Müller verliefen »vielversprechend«.

Kraftflugzeuge: Von 32 gemeldeten nur 12 erschienen, davon mit deutschen Motoren nur »Habicht« mit Zweizylinder-Siemens-V-Viertakt von 750 cm³ Hubraum, »Knorke« und »Weltensegler« mit 588 cm³-Prüssing-Steuersen-Zweitakt. »Strolch« und »Galgenvogel« mit 296 cm³-Ilo-Zweitakt (mit »Strolch« ist »Max« gemeint. D. Ber.) »Knorke« stürzte, vieleicht wegen zu kleiner Anlaufräder oder zu stark ausgeglichenen Höhenruders oder Geländeschwierigkeiten, nach dem Start übersteuernd ab. Die Ilo-Motoren kamen »nicht zu Flügen, hatten aber schon vorher Versuche unternommen, bei denen sich gezeigt hatte, daß derartige Motoren nichts nützen. Es kommt dabei eben auch noch sehr auf die Art des Einbaus und des Propellers an, worin wir noch nicht hinreichend Erfahrung haben. Jedenfalls ist es nicht möglich, daß solche Flugzeuge ohne gutes abfallendes Gelände starten und sich selbst vom Boden abheben können. Ein Start für Hilfsmotorflugzeuge durch Seilzug scheint aber noch nicht erprobt worden zu sein.« (Doch! In Rossitten ist Martens »Max« mehrfach mit Seil gestartet. D. Ber.) Der »Rote Vogel« von Bäumer hatte mit 350 cm³-Douglas den schwächsten Motor, der im Wettbewerb flog. Dieser hinter dem Führer eingebaut mit 1 m langer Welle zum Schraubenbock vor dem Führer. »Geschwindigkeit, Wendigkeit und Startfähigkeit waren erstaunlich.« »Dieser, dem ersehnten Hilfsmotorflugzeug am meisten nahekommende Eindecker dürfte mit Recht das allgemeine Interesse beanspruchen.« Messerschmidt baute für die Würzburger Arbeitsgemeinschaft einen Einsitzer und einen Zweisitzer, beide mit demselben Flügel von 14,4 m Spann, »außerordentlich sauber«. Flügelverdrehung als Quersteuerung und »ganz vorzügliche Segelfähigkeit«, beide mit 500 cm³-Douglas, von etwa 17 PS. Martens »Windhund« mit 600 cm³-Douglas brauchte ziemlichen Anlauf, hatte bei 8,5 m Spannweite und 8 m² Fläche »beste Flugeigenschaften«, »beste Werkstattausführung und vortreffliche konstruktive Einzelheiten«. Udet »Kolibri«, ein »prachtvoller« Hochdecker mit 750 cm³ Douglas.

Rückschau: Der Umfang des Lagers war größer, aber nicht mehr die Einheitlichkeit früherer Jahre vorhanden. Das Hangsegeln ist zu fördern. Planmäßige Leitwerkversuche sind notwendig. »Die Charlottenburger arbeiten in dieser Richtung und leisten Vorbildliches! Wo aber bleibt die Würdigung und Prämiierung durch den Wettbewerb?« »Wo bleibt der ‚Wendigkeitspreis'? Oder ein Zielflugpreis, bei dem um einen vorher bestimmten Punkt herum zum Ziel geflogen werden muß.« Hilfsmotoren sind auf 500 cm³ zu beschränken. Das Wetter gab nur wenige Stunden zum Fliegen frei und schadete der Flugzeuggüte. — *v. Eberhardt*, Die Zukunft des Segelfluges; Luftfahrt 28, Nr. 11 vom 5. September 1924, S. 181 bis 182 (2 Sp.); Vom Rhönwettbewerb 1924; ebenda S. 182 bis 183 (4 Sp., 4 Lichtb. von Segelflugzeugen); *Roland Eisenlohr*, Technische Betrachtungen zum 5. Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1924; ebenda S. 185 bis 189 (10 Sp., 10 Lichtb. von Segelflugzeugen); ferner *Coulmann*, Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1924; Der Luftweg Nr. 12 vom 27. September 1924, S. 4 bis 6 (5 Sp.). Nachwort der Schriftleitung, die zu der Ansicht des Verfassers über zu frühes Einbauen von Motoren um Äußerungen bittet; weiter Preisgerichtsentscheidung im Rhön-Segelflug-Wettbewerb; ebenda S. 6 bis 7 (2 Sp.); auch *Roland Eisenlohr*, Die Segelflugzeuge des Rhön-Wettbewerbs 1924, VDI-Nachrichten 4, Nr. 36 vom 3. September 1924, S. 1 bis 2 (1 Sp., 1 Lichtb. des Hannover-ED Pelikan); und Ders., Motor-Flugzeuge des Rhön-Wettbewerbs; ebenda Nr. 41 vom 8. Oktober, 1. Beiblatt, S. 1 bis 2 (2 Sp., 1 Zahltaf.); endlich *G. Lachmann*, German Development of Gliders and Light Aeroplanes; The Aeroplane 27, Nr. 14 vom 1. Oktober 1924, S. 325 bis 326 (3 Sp., 4 Lichtb. des Segelflugzeuges Martens-»Strolch«, der Leichtflugzeuge Caspar C. L. E. 17-Zweisitzer und »Habicht« von Blume und Hentzen, sowie des rippenlosen Flügelinnern des Zweisitzers). *E.* 41211.

Wetter. Temperaturänderungen in der Wagrechten lassen sich für größere Höhen ohne vollständige Temperaturmessungen aus dem senkrechten Windgradienten ermitteln, da sie mit diesem wachsen, und da die Niveaulinien der Isothermenflächen den Windunterschiedvektoren (Wind unten minus Wind oben) parallel laufen, wobei die tiefere Temperatur rechts vom Windvektor liegt.

Beispiel: Für den 12. Juli konnten solche Höhenisothermenkarten aus Windbeobachtungen mit gelegentlichen Temperaturmessungen in der freien Luft oder halbadiabatisch extrapolierten Bergtemperaturen gezeichnet werden. In 1 km Höhe sind über Mecklenburg-Pommern-Bayern, in 2 km Höhe über Ostpreußen und Weichselgebiet große wagrechte Temperaturänderungen; die Häufung der Isothermen bedeutet, daß eine Inversionsfläche geschnitten wurde, nach Osten anstieg und sich dort durch eine Strato-Kumulusdecke an ihrer Unterseite als Abgleitfläche kennzeichnete. Da in dieser die potentielle Temperatur konstant ist, läßt sich auch die wahre Temperatur in 2 km Höhe über dem Weichselgebiet ohne Aufstiege bestimmen. Ein Nebelgebiet und die Bodentemperaturen zwischen Elbe und Rhein zeigen, daß hier die Abgleitfläche zum Boden gelangt ist. — *G. Stüve*, Die Festlegung einer Abgleitfläche über Mitteleuropa am 12. Juli 1924 vormittags; Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, August 1924, S. 19 bis 21 (3 S., 1 Boden-Wetterkarte, 2 Höhenisothermenkarten, 1 Schnittskizz. der Abgleitfläche). *E.* 41212.

Wetter. Wettersicherung der Luftverkehrslinien durch

1. Flugzeugberatungen durch Fachmeteorologen.
2. Bereitstellen von Beobachtungen:
   a) Höhenwindmessungen des Pilotnetzes,
   b) Wetterbeobachtungen von Meteorologen an den Flughäfen,
   c) Wetterbeobachtungen von Postämtern an der Flugstrecke.
3. Meldungen außergewöhnlicher Wettererscheinungen durch Postämter.
4. Verbreitung dieser Beobachtungen durch »Gefahrenfunkobse« zweistündlich von Lindenberg, ferner von Königsberg und Hamburg.

Frühobse: 7-Uhr-Beobachtungen von 16 deutschen Stationen größtenteils mit Höhenwindmessungen 0725 als »Wetternachrichten für Luftfahrt« durch Lindenberg verbreitet.

Verzifferung: Beobachtungen von Fachmeteorologen nach dem 25stelligen »Schwedenschlüssel«, von Postämtern nach »Postämterschlüssel«, der in Einzelheiten, vor allem Sicht und Bewölkung, dem internationalen Schlüssel angeglichen wurde.

Flugsicherung im ganzen durch:

16 Meldestellen für »Wetternachrichten für Luftfahrt« 0725,
17 Pilotstationen,
50 Postämter für Streckenmeldungen,
94 für außergewöhnliche Wettererscheinungen.

Funksprüche für Flugsicherung: Lindenberg werktäglich 9mal auf Welle 1680 m, ferner »Wetternachrichten für Luftfahrt« um 1000, 1645 auf Welle 3350 m; außerdem geben Flughafensender 46 Flugfunksprüche.

Nachtflugstrecke Berlin—Warnemünde—Stockholm: Örtliche Beratung durch Luftwarte Rostock, die Drachen- und Pilotaufstiege macht. Wettermeldungen durch Postämter Güstrow, Waren und Neuruppin.

Einzelberatungen kurz vor Startzeit trotz Schwierigkeiten bei Flugplanänderungen gegenüber ausländischem Verfahren stündlicher Beobachtungen nur an den Flugplätzen beibehalten, da die wechselnde Bodenbeschaffenheit Deutschlands Wettermeldungen der ganzen Flugstrecke erfordert. — *K. Keil*, Die Wetterberatung und Wettersicherung der deutschen Luftverkehrslinien 1924; Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, August 1924, S. 17 und 18 (2 S., 1 Lageskizz. der deutschen Flughäfen, Frühobs.-Meldestellen, Pilotstationen und Postämter für ständige bzw. Gefahrenmeldungen). *E.* 41213.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering Library
FEB 4 1925

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

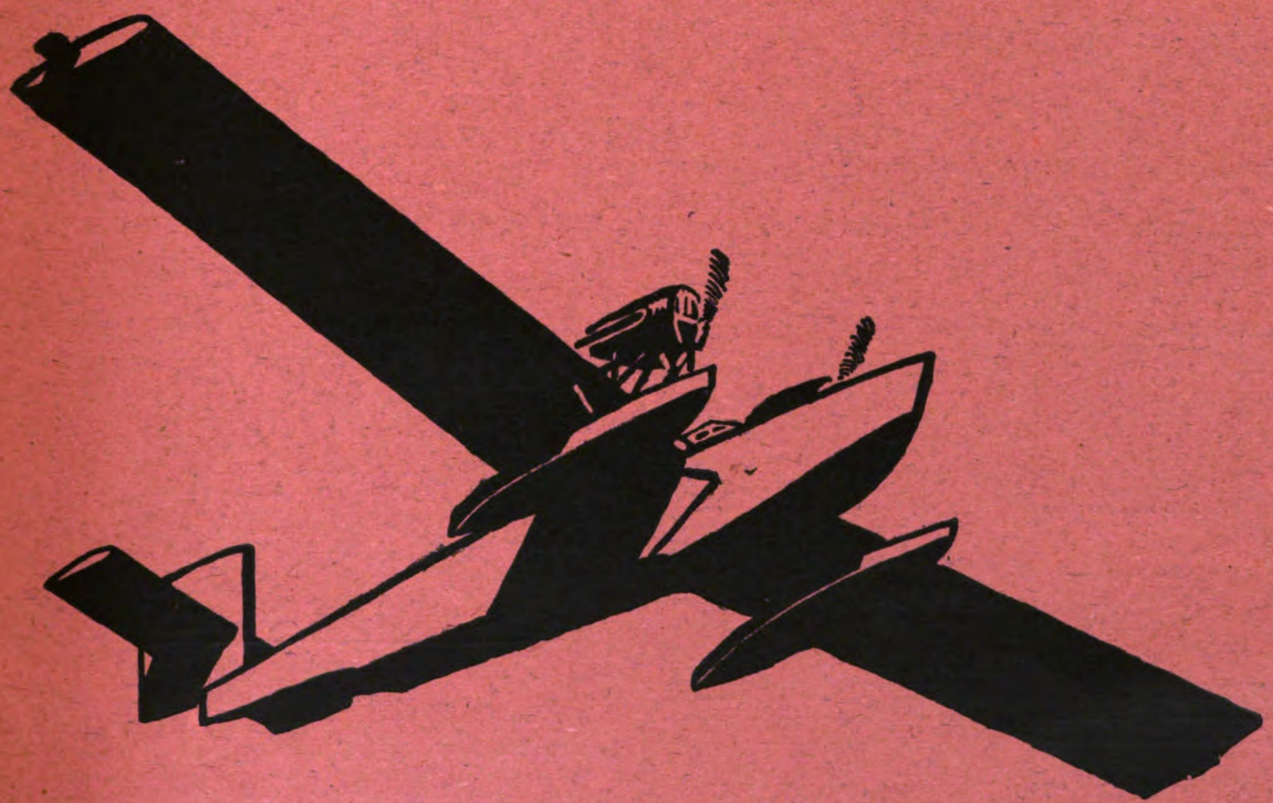
SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlersho

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

23. Heft | **München, 13. Dezember 1924** | **15. Jahrgang**



ROHRBACH

ROHRBACH METALL-FLUGZEUGBAU G. M. B. H., BERLIN SW 68

FRIEDRICHSTRASSE 203 ★ FERNSPRECHER: ZENTRUM 3131-32

Digitized by Google

Udet „Kolibri"

Sport-Einsitzer mit 750 ccm Douglas-Motor

Der unbestrittene Sieger der Rhön-Wett-Flüge 1924

Zielflug I. Preis
Dauerflug I. Preis
Höhenflug I. Preis

Dauer-Welt-Rekord für Kleinflugzeuge:

am 29. August auf Udet „Kolibri"
Flugdauer 4 Stunden 39 Minuten

Udet-Flugzeugbau
G. m. b. H. München

Berliner Kugellager-Fabrik G. m. b. H.
A. Riebe
Berlin-Wittenau

DR. ING. SEEHASE

BERLIN SO 33 ELSENSTR. 1

LEICHTBAU

Neukonstruktionen
für
Luft- und Motorfahrzeuge

Selbsthilfe

Krankenversicherung für den Mittelstand a. G., Sitz Breslau, unter Verwaltung der Schles. Provinzial-Haftpflichtversicherungs-Anstalt.

Freie Arztwahl (ohne Krankenschein), Medikamente, Heilmittel, Zahnbehandlung, Krankenhausbehandlung, Wochenhilfe, Sterbegeld, Aufnahme ohne ärztliche Untersuchung bis zum 60. Lebensjahre. Beitrag pro Person monatlich M. 2.50, Kinder einer Familie bis zum 21. Lebensjahre, ohne Rücksicht auf deren Anzahl, zusammen monatlich M. 2.50. Verbände und Korporationen besondere Vergünstigungen.

Näheres durch die
Bezirksdirektion für Groß-Berlin und Brandenburg, Charlottenburg, Berliner Straße 53 (Nähe Knie), Tel. Wilh. 147 (für Verbände, Korporationen u. Behörden)
sowie durch die folgenden Geschäftsstellen:

Berlin-Charlottenburg, Fraunhoferstr. 13, Tel. Wilhelm 5588,
Berlin W, Viktoriastraße 20, Tel. Kurfürst 9731—33 und Roßendorf 5886,
Berlin NW 21, Turmstr. 40, Tel. Hansa 390,
Berlin S 42, Brandenburgstr. 40, Tel. Moritzplatz 13161,
Berlin W 50, Augsburger Str. 20, Tel. Steinplatz 5370,
Berlin N 37, Metzer Straße 43,
Schöneberg, Kolonnenstr. 12, Tel. Stephan 7187,
Schöneberg, Kaiser-Friedrich-Str. 15, Tel. Stephan 2982,
Steglitz, Albrechtstr. 11,
Friedenau, Hackerstr. 29, Tel. Rheingau 8095,
Oberschöneweide, Rathausstr. 6,
Potsdam, Marienstr. 1,
Charlottenburg, Wielandstr. 49, Tel. Steinplatz 7108,
Lichterfelde, Manteuffelstr. 11,
Tempelhof, Boestr. 44 (Hohmann).

Flugmotoren-Spezialist

Reichsdeutscher, z. Z. im Ausland, durchaus selbständig in Grundüberholung u. Behandlung sämtl. deutscher Flugmotoren, wie auch ausländ., spez. Rolls-Royce, 9 Jahre gründliche Flugmotorenpraxis, perfekt auf Duralbearbeitung, Vorarbeiter, **sucht** zum 1. I. 25 oder später entspr. Stellung, evtl. Meisterposten oder Flugmonteur. Ausland bevorzugt. Werte Zuschriften unter **Flugt. 94** an die Expedition dieser Zeitschrift erbeten.

Verlangen Sie das Verzeichnis über

Neuere Technische Werke

aus dem Verlag von R. Oldenbourg in München und Berlin

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

23. Heft | 13. Dezember 1924 | 15. Jahrgang

Wertungsverfahren in Wettbewerben 1924.

Von E. Everling.

Übersicht: 1. Gewertet wird nach Formeln oder Vorschriften, die mit Formeln gleichwertig sind. Beide zerfallen in a) willkürliche Zusammenfügungen verschiedener Eigenschaften nach bestimmtem Schlüssel und b) Verknüpfungen zusammenhängender Merkmale und Leistungen. Diese werden hier flugmechanisch untersucht.

2. Für die Entfernungswertung motorloser Flüge wird wegen der Widersprüche des bisherigen Verfahrens eine begründete Beziehung vorgeschlagen.

3. Umrechnungen von Zuladung und Brennstoffverbrauch bei Geschwindigkeitswettbewerben bevorzugen vielfach extreme Bauarten; Wertungsverfahren für Geschwindigkeit und Wirtschaftlichkeit werden mitgeteilt.

4. Zum Berücksichtigen des Windes bei Wettrennen wird ein Näherungsverfahren angegeben.

5. Die Geschwindigkeitspanne ist nicht als Verhältnis usw., sondern durch den Höchstauftrieb zu bestimmen.

6. Gipfelhöhen sind auf gleiche Leistungsbelastung und Einheitsgeschwindigkeit (Flächenbelastung) zu beziehen.

7. Steigflüge können nicht rein nach der Leistungsbelastung gewertet werden; man muß die Steiggeschwindigkeit zunächst um die kleinste Sinkgeschwindigkeit vermehren.

8. In jedem Fall ist die Flugmechanik zuzuziehen!

1. Bei fast allen Wettbewerbsausschreibungen des In- und Auslandes finden sich Wertungsformeln, entweder als mathematische Gleichungen von größerer oder geringerer Eleganz oder als Wortvorschriften, die, oft dem Verfasser der Ausschreibung unbewußt, eine Formelwertung bedeuten. Dabei sind von vornherein zwei Gruppen zu unterscheiden:

a) Beziehungen, nach denen verschiedenartige, meist für sich bemessene Flugleistungen zum Zweck der Preisverteilung zusammengefügt werden. Ein kennzeichnendes Beispiel hierfür ist die Wertung des Aufstieg- und Landungswettbewerbs für Kleinflugzeuge am 18. Mai 1924 in Devau bei Königsberg[1]).

$$\text{Wertziffer} = 0{,}05 \cdot \text{Anlauf (m)} + 0{,}05 \cdot \text{Auslauf (m)} + 10 \cdot \frac{\text{Motorleistung (PS)}}{\text{Ladung (kg)}} + \text{Steigzeit (min) auf 1 km} = \text{möglichst klein.}$$

Bereits ein Vergleich der Dimensionen (bzw. Länge, Länge, Kehrwert einer Leistungsbelastung = Geschwindigkeit, Kehrwert einer Geschwindigkeit) zeigt, daß es sich hier um willkürliches Aneinanderfügen von Merkmalen und Leistungen handelt, die alle bei einem Fluge gemessen werden sollen. Wenn man die vom Platz abhängigen Größen Anlauf und Auslauf beiseite läßt, kann man leicht ausrechnen, daß bei gleichem Ladungsanteil am Gesamtgewicht (zu $q = 30$ vH angenommen) der Betrag

$$10 \cdot \frac{\text{Motorleistung}}{\text{Ladung}} + \text{Steigzeit} = \frac{10}{0{,}3}\,\frac{N}{G} + \frac{60\,T}{1000} = 33{,}3\,\frac{N}{G} + \frac{0{,}06}{w},$$

wo N die Motorleistung (PS) am Boden, G das Fluggewicht (kg), T die Steigzeit (s), w die Steiggeschwindigkeit (m/s) bedeutet, dann den geforderten Kleinstwert annimmt, wenn die Leistungsbelastung $\frac{G}{N} \approx 40$ kg/PS wird.

Das folgt daraus, daß die Steiggeschwindigkeit nach der Leistungsbilanz[2]) sich ausdrücken läßt.

$$w = 75\,\eta\,\frac{N}{G} - v_s,$$

wo v_s (m/s) die Sinkgeschwindigkeit ist, die für alle Bewerber zu 1 m/s angenommen werden möge, und der Luftschraubenwirkungsgrad $\eta = \frac{2}{3} = 0{,}67$ sei. Setzt man den Ausdruck für w in die Wertungsziffer ein und differenziert nach $\frac{N}{G}$, so folgt, daß ihr Kleinstwert bei ungeänderter Sinkgeschwindigkeit zu

$$\frac{N}{G} = \frac{v_s}{75\,\eta} + \sqrt{\frac{0{,}06}{33{,}3} \cdot \frac{1}{75\,\eta}} = 0{,}02 + 0{,}006 = 0{,}026 \approx \frac{1}{40}\ \text{PS/kg}$$

gehört; das entspricht $w = 0{,}3$ m/s; die günstigste Leistungsbelastung liegt also, wie angegeben, noch näher an der unteren Grenze des Möglichen, als für das Abheben vom Erdboden gut ist (bei 50 kg/PS wäre die Steigfähigkeit schon am Boden verschwunden!). Diese Einwirkung, die der Ausschreiber gewiß nicht beabsichtigt hatte, wird durch die Wertung des Anlaufs nur zum Teil wettgemacht.

Dies Beispiel für eine Formel zum Verknüpfen verschiedenartiger Merkmale und Leistungen läßt sich ergänzen durch Fälle, in denen Punkte für verschiedenartige fliegerische Leistungen willkürlich festgesetzt oder statt dessen die Preissumme auf die einzelnen Wettbewerbe verteilt ist: der Bewerber kann sich jeweils aus bekannten Unterlagen oder allgemein mittels der Flugzeugmechanik vorausberechnen, ob und wie er Aussicht hat, recht viel zu gewinnen. Aber diese Art Wertungsformeln sind, wie unser Beispiel zeigte, meist zahlenmäßig nicht völlig erfaßbar; durch die Vielseitigkeit dessen, was sie enthalten, unterscheiden sie sich von der zweiten Art.

b) Die eigentlichen Wertungsverfahren verbinden demgegenüber nur wenige Eigenschaften und meist in einer Weise, die auf den ersten Blick einen einleuchtenden Zusammenhang ergibt, etwa Flugweite und Höhenverlust beim Segeln, Ladung und Brennstoffverbrauch mit der Geschwindigkeit, Leistungsbelastung mit der Steigfähigkeit usw. Hier ist zu fordern, daß der innere flugmechanische Zusammenhang streng gewahrt bleibt, auch dann, wenn man durch bewußtes Abweichen von bekannten Beziehungen bestimmte Eigenschaften zu »züchten« beabsichtigt. Denn sonst ergeben sich, noch krasser als bei der ersten Gruppe, die merkwürdigsten Widersprüche mit der eigentlichen Absicht des Ausschreibenden. Das soll im Folgenden dargelegt werden, als Vorbereitung späterer Vorschläge für eine »Universalformel«, die im Benehmen mit der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ausgearbeitet werden soll.

Einige Gegenvorschläge des Verfassers, die z. T. bereits bei Wettbewerben verwendet wurden, sind hinzugefügt. Die Ausschreibung für den Otto Lilienthal-Preis 1925, deren Meßverfahren auf die Gewinnung praktisch wichtiger und flugmechanisch grundlegender Angaben hinausläuft, sei hier nur als Beweis für die grundsätzliche Möglichkeit solch »richtiger Wertung« angeführt; aus ihrem Wortlaut gehen die Beziehungen, die der Preiszuteilung zugrunde liegen, klar hervor.

2. Ohne die flugmechanischen Zusammenhänge kommt man dagegen bereits in Schwierigkeiten, wenn man Entfernungsflüge ohne Motor mit verschiedenem Höhengewinn oder -Verlust gerecht gegeneinander abwägen will. In der Rhön-Ausschreibung[3]) 1924 findet sich dafür eine Formel, die mit etwas anderen Beiwerten bereits im Vorjahre benutzt wurde und die in mathematischer Schreibweise lautet

$$L = l + \lambda \cdot h;$$

dabei ist L (m) die gewertete, l (m) die gemessene Flugstrecke zwischen Start- und Landestelle, h (m) der Höhenunterschied zwischen beiden (positiv: Gewinn, negativ: Verlust) und λ eine Beizahl, nämlich

$$\lambda = 12 \text{ für } h > 0,$$
$$\lambda = 6 \text{ für } h < 0.$$

1923 war[4]) $\lambda = 12$ bzw. 8).

Eine Entfernung wird also umso besser bewertet, je höher die Landestelle im Verhältnis zum Abflugort liegt; Überhöhen zählt dabei doppelt (1923: 1½-fach). Wer gerade über seinem Startpunkt landet, erhält die 12-fache Höhe als Entfernung angerechnet; wer 1:6 (1923 war es 1:8) herabgleitet, bekommt keinen Punkt usf.

---

[1]) Ausschreibung Punkt 15, formelmäßig gefaßt: unter »Ladung« ist hier und weiterhin die gesamte Zuladung abzüglich Betriebstoffen (also Betriebslast + Nutzlast) zu verstehen.

[2]) E. Everling, Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, ZFM **9**, Heft 15/16 vom 31. August 1918, Seite 89/100, besonders S. 91, Gl. (13) und: Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen, ZFM **13**, Heft 18 vom 30. September 1922, S. 249/51, besonders vorletzte Gleichung.

[3]) Vgl. G. Krupp, Ausschreibungen der Deutschen Segelflugwettbewerbe (mit und ohne Hilfsmotor) 1924, Berlin 1924, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, S. 27.

[4]) Ebenda Ausgabe 1923, S. 23.

Digitized by Google

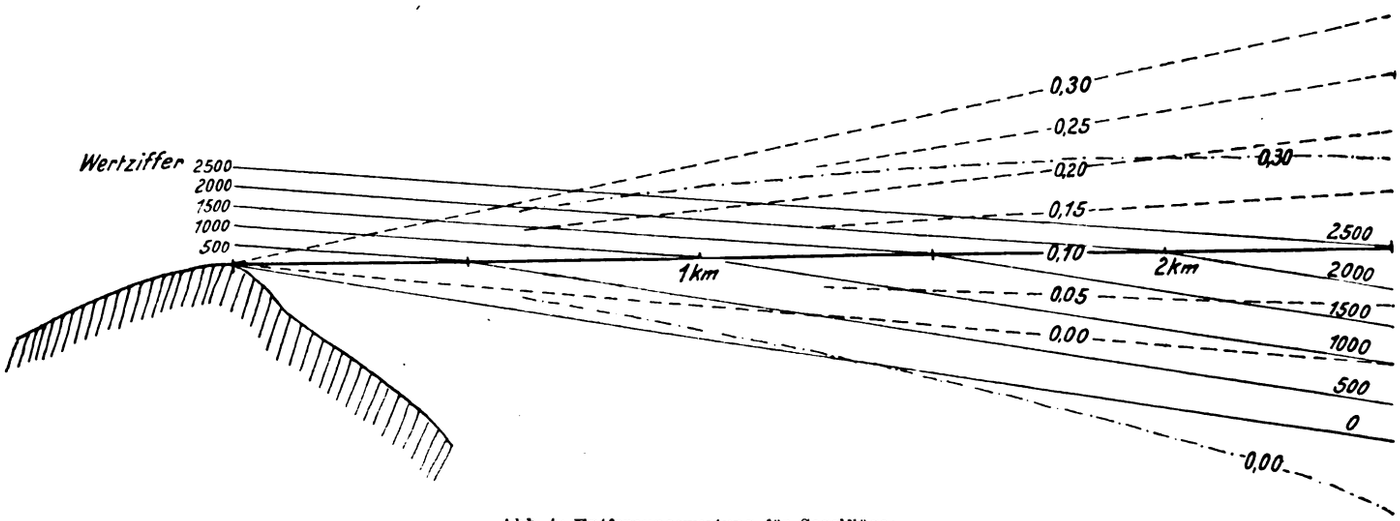


Abb. 1: Entfernungswertung für Segelflüge:
Kurven gleicher Wertziffer { ——— Rhön-Segelflug-Wettbewerb; – – – – – Vorschlag Everling; –·–·–·– desgl. mit Ausdauerzuschlag (der Übersicht halber nur für unterste und oberste Gerade eingetragen).

Der geometrische Ort aller Stellen, an denen man landen könnte, um eine bestimmte Wertziffer zu erzielen, ist daher eine gebrochene gerade Linie (s. Abb. 1, ausgezogene Kurven) mit dem Knick in Höhe des Startpunktes, oberhalb 1 : 12, unterhalb 1 : 6 geneigt[5]). Wer also flacher als 1 : 12 gleiten kann, tut gut, einen Höhengewinn über dem Abflugort zum Weiterfliegen auszunutzen; wer sich unterhalb der Startstelle befindet, der kann schon durch Gleiten mit 1 : 6 Bahnneigung in Bereiche höherer Wertung kommen. Ja, ein Stein, der mit Seil »gestartet wird«, also eine Wurfparabel beschreibt, muß längere Zeit hindurch (bis seine Bahn die Neigung 1 : 6 hat) in Gebiete höher gewerteter Entfernung hineinfliegen. Das war mit der Ausschreibung offenbar nicht beabsichtigt!

Der wirkliche Vorgang ist so, daß das Flugzeug durch Segeln, d. h. Windausnutzung beim richtigen Anstellwinkel, seine durchschnittliche Bahnneigung möglichst flach, sogar ansteigend macht. Die richtigen Linien gleicher Wertigkeit sind also verschieden stark geneigte Geraden durch den Abflugsort (s. Abb. 1, gestrichelt), und die Formel dazu lautet[6])

$$z = \bar{\varepsilon} + \frac{h}{l};$$

die Wertziffer z, die — das sollte man grundsätzlich stets so einrichten! — möglichst groß werden muß, ist dabei einfach die Gleitzahlverbesserung gegenüber einem Normalwert $\bar{\varepsilon}$, der die Mindestforderung darstellt und nach der beanstandeten Formel mit 1 : 6 (bzw. 1 : 8) angesetzt werden müßte, in der Abb. aber mit 1 : 10 angenommen ist.

Gegen meinen Vorschlag läßt sich einwenden, daß es nicht dasselbe ist, ob ein Segelflieger seinen Gleitwinkel 1 min oder 10 min lang um einen bestimmten Betrag verbessert; das läßt sich durch einen »Ausdauerzuschlag« berücksichtigen[7]): ein Stein fällt in t s um $\frac{g}{2} t^2$ m; dem Flieger bewillige man das q-fache dieses Betrages, vermehre also die wirkliche Landehöhe (über dem Startpunkt) h um $\frac{q\,g}{2} t^2$. Für $q = \frac{1}{981}$ wäre das 18 m Vergütung für die erste, 72 m für die zweite, 162 m für die dritte, 288 m für die vierte Flugminute usw. Kurven gleicher Wertung wären also flache Parabeln (s. Abb. 1, strichpunktierte Kurven), die den beanstandeten (gebrochenen) Linien unterhalb und weit vom Start wieder näher kommen; die vollständige Formel lautet

$$z = \bar{\varepsilon} + \frac{1}{l}\left(h + \frac{q\,g}{2} t^2\right).$$

Der Vergleich der Kurven zeigt den größten Unterschied zwischen Rhönformel und Flugzeugmechanik für den Fall eines Steigens $\left(\frac{h}{l} > 0,\ z > \bar{\varepsilon} = \frac{1}{10}\right)$: dann schneiden die Kurven gleicher Wertigkeit nach der Flugmechanik die gebrochenen Geraden der Rhönformel fast halb rechtwinklig. Das sollte bei zukünftigen Ausschreibungen beachtet werden!

3. Häufiger und praktisch wichtiger ist der Bedarf nach einer gerechten Wertung der Geschwindigkeit verschieden starker Flugzeuge, womöglich noch mit wechselnder Nutzlast; oft soll auch die Wirtschaftlichkeit mit betrachtet werden. Beim ostpreußischen Kleinflugzeug-Wettbewerb wurde bei einem Viereckflug die auf den ersten Blick recht einleuchtende Beziehung gewertet[8]) Wertziffer = Geschwindigkeit (km/h) mal Ladung (kg) geteilt durch Brennstoffaufnahme (kg) = möglichst groß.

Ersetzt man die Ladung Q wieder durch ihren Anteil q am Fluggewicht G,

$$Q = q \cdot G,$$

die Brennstoffaufnahme B durch den Einheitsverbrauch b (kg/PSh) für die Leistung N (PS) in der Zeit t (h),

$$B = b \cdot N \cdot t,$$

und drückt die Zeit t durch die Strecke s (km), die für alle gleich war, und die Geschwindigkeit V aus,

$$t = \frac{s}{V},$$

so folgt für die Wertziffer

$$\frac{V \cdot Q}{B} = \frac{V^2}{s} \cdot \frac{q \cdot G}{b \cdot N} = \frac{270^2}{s} \cdot \frac{q}{b} \cdot \left(\frac{\eta}{\varepsilon}\right)^2 \cdot \frac{N}{G},$$

denn es gilt

$$V = 270\,\frac{\eta}{\varepsilon}\,\frac{N}{G},$$

wo der Schraubenwirkungsgrad η und die Gleitzahl ε durch ihr Verhältnis die »Schnelligkeitzahl« ergeben. Die Wertziffer des Viereckfluges gibt also tatsächlich kein Maß für die Wirtschaftlichkeit; sie ist vielmehr bei gleicher baulicher (q) und strömungstechnischer $\left(\frac{\eta}{\varepsilon}\right)$ Güte, sowie gleich sparsamem Motor (b) umso größer, je kleiner die Leistungsbelastung $\left(\frac{G}{N}\right)$ des Bewerbers ist; sie bevorzugt also die starken und schnellen Flugzeuge, ganz gegen die Absicht eines »Kleinflugzeug-Wettbewerbs«!

Das Wertungsverfahren des französischen Wettbewerbs für Handelsflugzeuge[9]) begrenzt die Eigen-

[5]) Diese Betrachtungen wurden auf der Hauptversammlung der WGL vorgetragen, s. folgende Anmerkung, aber erst veröffentlicht: E. Everling, Wertung von Segelflügen; Flugsport **16**, Nr. 9 vom 15. Mai 1924, S. 157 bis 159. — Der Unterschied zwischen der Flugstrecke und ihrer wagrechten Spur ist hier vernachlässigt.

[6]) E. Everling, Wertung von Segelflügen, ZFM **14**, Nr. 17 bis 22 vom 21. November 1923, S. 135/36, besonders »Raumwertziffer« S. 136; auch Berichte und Abhandlungen der WGL, Jahrbuch 1923 (Beihefte zur ZFM), Heft 11 vom März 1924, S. 27/28, besonders S. 27.

[7]) E. Everling, Zur Mechanik des Segelfluges, ZFM **14**, Nr. 17/22 vom 21. November 1923, S. 152/54, besonders Gl. (27) am Schluß; auch Berichte und Abhandlungen der WGL, Jahrbuch 1923 (Beihefte zur ZFM), Heft 11 vom März 1924, S. 41/43.

[8]) Ausschreibung Punkt 14, als Formel umgeschrieben.

[9]) Vgl. NfL 24/37. 9.

Digitized by Google

geschwindigkeit mit 110 km/h, außerdem durch die Forderung einer Höchstzeit für die Strecke Paris-Bordeaux-Paris, die einer Reisegeschwindigkeit von 87 km/h gleichkommt (ohne Umwege und sonstige Verzögerungen wäre das bis zu Windstärken von 14 m/s = 50 km/h möglich) und mißt den Ausdruck

$$\frac{V^2 Q}{N} = q \cdot \frac{G}{N} \cdot V^2 = 270^2 \cdot q \left(\frac{\eta}{\varepsilon}\right)^2 \cdot \frac{N}{G};$$

das stimmt bis auf den Nenner $s \cdot b$ mit der Formel des samländischen Küstenfluges überein und besagt, ebenso wie diese, daß der verhältnismäßig stärkste Motor gewinnt.

Im ersten Fall könnte man sich dadurch helfen, daß man im Nenner statt der Brennstoffaufnahme B (kg) den Verbrauch $\frac{B}{t}$ (kg/h) einführt. Dann entspricht die Wertung dem Ausdruck

$$\frac{V \cdot Q}{B/t} = V \cdot \frac{q \cdot G}{b \cdot N} = 270 \cdot \frac{q}{b} \cdot \left(\frac{\eta}{\varepsilon}\right),$$

enthält also jetzt multiplikativ die leichte Bauweise (q), den sparsamen Motor $\left(\frac{1}{b}\right)$, die wirksame Luftschraube (η) und die strömungstechnische Güte $\left(\frac{1}{\varepsilon}\right)$; dagegen wird man gar nichts einwenden können. Leider fällt hier aber die beim Wettbewerb genauestens gemessene Zeit t völlig heraus, denn man kann die Wertziffer schreiben

$$\frac{V \cdot Q}{B/t} = s \frac{Q}{B},$$

also bei gegebener Flugstrecke einfach $\frac{Q}{B}$, das (unbenannte) Verhältnis der Zuladung (kg) zur Brennstoffaufnahme (kg), werten. So hat es der Verfasser denn auch bei einem Zusatzpreis für einen Zielflug von der Wasserkuppe[10]) vorgeschlagen.

Die gleiche Formel wird bei dem italienischen Wettbewerb »Coppa dell mare« verwendet[11]), jedoch mit zwei festen Werten, $s = 250$ km und $Q = 175$ kg; die eigentliche Wertziffer ist dabei also der Kehrwert der Brennstoffaufnahme für $\frac{175 \cdot 250}{1000} =$ 44 tkm.

Grundsätzlich mißt man eben, wenn man gemessene Geschwindigkeiten auf gleiche Leistungsbelastung umrechnet, mit $V \cdot \frac{G}{N}$ die 270-fache Schnelligkeitzahl, und die ist gleichbedeutend mit der »Transportökonomie«, dem Wirkungsgrad der Umsetzung von Motorenergie in (wattlose) Beförderungsarbeit.

Während hier die Beziehungen noch ziemlich durchsichtig sind, ist man höchst überrascht, wenn man die Zielflugwertung des Rhönwettbewerbs[12]) nachprüft:

$$\text{Wertziffer} = W = t \sqrt{B} = \text{möglichst klein}.$$

B ist wieder die Brennstoffaufnahme (kg), t (h) »die Zeit von Abflug bis Landung auf der Kuppe«, wobei aber offenbar die vorgeschriebene Zwischenlandung abgerechnet werden sollte.

Setzt man hier die früheren Beziehungen ein, so folgt

$$W = t \sqrt{b N t} = \sqrt{b N t^3} = \sqrt{b s^3 \frac{N}{V^3}}.$$

Die Leistung steht aber bei allen Fahrzeugen in einem ganz bestimmten Verhältnis zur dritten Potenz der Geschwindigkeit; es ist nämlich

$$75 \eta N = c_w \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^3 = f_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot \left(\frac{V}{3{,}6}\right)^3,$$

wo f_w die Widerstandsfläche bedeutet. Also wird die Wertziffer einfach

$$W = \sqrt{\frac{b s^3}{75 \cdot 3{,}6^3 \cdot \eta} \cdot \frac{\gamma}{2g}} \cdot \sqrt{f_w},$$

das heißt bei gleich gutem Motor- und Schraubenwirkungsgrad einfach verhältig der Seitenlänge eines Quadrats, das der Widerstandsfläche gleich ist! Diese steht aber in enger Beziehung zur Flügelfläche, vor allem bei den Einsitzer-Rümpfen und den kleinen Fahrgestellen der Segelflugzeuge mit Hilfsmotor. Sie ist bis zu gewissem Grade umso kleiner, je höher die Flächenbelastung. Für einen Wettbewerb, bei dem Segelwirkungen ausgenutzt werden und Flugzeuge mit geringer Sinkgeschwindigkeit Loorbeeren pflücken sollten, eignet sie sich also keineswegs!

Wie Geschwindigkeit und Brennstoffverbrauch oder Geschwindigkeit und Tragfähigkeit in einer Formel richtig zusammengefügt werden können, soll in dieser Zeitschrift später im Anschluß an frühere Arbeiten der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt[13]) gezeigt werden.

Hier sei noch auf ein scheinbar formelfreies Wertungsverfahren hingewiesen, das der Verfasser für ein Flugrennen in Staaken am 22. Juni 1924 vorschlug: Jedes Flugzeug erhält Ladung (Führer, Instrumente und Ballast) entsprechend der Leistung seines Motors, die durch den Hubraum[14]) der Zylinder festgelegt wurde; der schwächste Motor trug nur das Fliegergewicht, ein solcher mit doppeltem Hubraum hätte noch ebensoviel Sandsäcke oder einen Fluggast tragen müssen usw. Der Betriebstoff war freigestellt.

Dadurch war (bei gleicher Baugüte q) die Leistungsbelastung, also bei der derselben Fluggüte $\left(\text{Schnelligkeitszahl } \frac{\eta}{\varepsilon}\right)$ auch die Geschwindigkeit aller Flugzeuge theoretisch gleich; sie müßten also, was für den Zuschauer sehr anschaulich ist, bei gleichzeitigem Start wie Rennpferde durch das Ziel gehen — ein wirkliches Flughandikap!

4. Ein weiterer Vorzug dieses Verfahrens, das sich leider nicht immer praktisch verwenden läßt, war die völlige Ausschaltung des Windes. Bei allen übrigen Geschwindigkeitswertungen, bei denen meist die raschen starken Flugzeuge ohnehin bevorzugt werden, kann das Mißverhältnis, auch bei Hin- und Rückflug, durch den Windeinfluß beträchtlich zugunsten der größeren Eigengeschwindigkeit verschoben werden. Um das zu vermeiden, hatte der Verfasser für den obenerwähnten Sonderpreis des Zielfluges nach Kissingen die Wertziffer $\frac{Q}{B}$ der »Transportökonomie« (für die Reisestreckeneinheit) noch mit einer »Windbeizahl«

$$\left[1 + \left(\frac{w}{v}\right)^2 \left(1 - \frac{\sin^2 \varphi}{2}\right)\right]$$

multipliziert, die sich folgendermaßen ergab:

Für die Eigengeschwindigkeit v (m/s), die Windstärke w (m/s) und den Windwinkel φ gegen den Kartenkurs ist die Reisegeschwindigkeit für Hin- bzw. Rückflug

$$v_{1,2} = \sqrt{v^2 - w^2 \sin^2 \varphi} \pm w \cos \varphi$$
$$= v \left[\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \varphi} \pm k \cos \varphi\right],$$

wenn zur Abkürzung das Windverhältnis

$$k = \frac{w}{v}$$

eingeführt wird. Die Gesamtreisezeit T (s) für die Kartenentfernung s (m) wird also

$$T = \frac{s}{v_1} + \frac{s}{v_2} = \frac{s}{v} \left(\frac{1}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \varphi} + k \cos \varphi} + \right.$$
$$\left. + \frac{1}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \varphi} - k \cos \varphi}\right) = \frac{2s}{v} \frac{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \varphi}}{1 - k^2}.$$

Führt man noch die Reisezeit bei Windstille

$$T_0 = \frac{2s}{v},$$

und für den Bruch wegen $k < 1$ einen Näherungsausdruck[15]) ein,

[10]) Am 24. August nach Kissingen.

[11]) Vgl. »Der Luftweg« Nr. 8 vom 27. Januar 1924, S. 5, und NfL 24/33. 6; Artikel 9 der Ausschreibung.

[12]) Ausgetragen am 24. August nach Kissingen; vgl. G. Krupp a. a. O. (Anm. 3), S. 29.

[13]) F. Bendemann und E. Everling, Die Arbeitsgleichung des Flugzeuges, 6. Bericht der DVL, ZFM 5, Nr. 8 vom 25. April 1914, S. 121 bis 125, und E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, 9. Bericht der DVL, ebenda Nr. 13 vom 11. Juli, S. 197/201; dort sind auch die Arbeiten von Hoff, Reißner und von Mises verwertet; s. ferner E. Everling, Die Bewertung von Flugleistungen, Deutsche Luftfahrerzeitschrift 18, Nr. 15, 1914, S. 344/46, Nr. 16, S. 378.

[14]) Damit werden Schnelläufer und Zweitaktmotoren bewußt bevorzugt; zu dieser Frage mögen die Motor-Sonderfachleute sich äußern!

[15]) Wenn $\delta, \varepsilon, \varphi, \vartheta$ klein gegen 1 sind, so gilt

$$\sqrt{1 - \delta} \approx 1 - \frac{\delta}{2},$$

$$\frac{1}{1 - \varepsilon} \approx 1 + \varepsilon,$$

$$\frac{1 + \varphi}{1 + \vartheta} \approx 1 + \varphi - \vartheta,$$

Digitized by Google

so folgt das Verhältnis der Reisezeiten mit und ohne Wind

$$\frac{T}{T_0} = \frac{\sqrt{1-k^2\sin^2\varphi}}{1-k^2} \approx 1 + k^2\left(1 - \frac{\sin^2\varphi}{2}\right);$$

das ist aber genau unsere »Windbeizahl«, die berücksichtigt, daß die Flugzeit durch den Windeinfluß verlängert, also der Brennstoffverbrauch höher und die Wertziffer vergrößerungsbedürftig wird, umsomehr, je geringer die Geschwindigkeit. Für w und φ sind dabei während des Wettbewerbs gemessene Durchschnittswerte von Windstärke und Windwinkel einzusetzen. Die Geschwindigkeit, die ja im allgemeinen nur einschließlich Windeinfluß bekannt ist, wird in diesem Berechtigungsglied am besten durch die Leistungsbelastung bzw. das Verhältnis der Ladung Q (kg) zum Zylinderhubraum (l) ersetzt; so wird in der Berichtigung wegen des Windes leichte und strömungstechnisch günstige Bauweise wie leistungsfähiger Motor dadurch bevorzugt, daß die rechnerische Geschwindigkeit v kleiner, also der angesetzte Windeinfluß größer herauskommt als bei einem schlechteren Mitbewerber.

Wir setzen daher

$$v = c\,\frac{V}{Q},$$

etwa mit $c = 5000\ \mathrm{kg\,l^{-1}\,m\,s^{-1}}$, so daß ein Motor von 0,596 l Hubraum mit einer Ladung von 74,5 kg eine Geschwindigkeit von 40,0 m/s = 144 km/h ergibt.

Damit wird die

$$\text{Windbeizahl} = \left[1 + \left(0{,}0002 \cdot \frac{Q}{V}\right)^2 w^2\left(1 - \frac{\sin^2\varphi}{2}\right)\right];$$

ihr Überschuß über 1 besteht also aus einem Bewerberfaktor, der bei Nennung bzw. nach der Startwägung ausgerechnet werden kann, und einem Windfaktor, der wieder in das Quadrat der Windstärke und den einfachen Ausdruck $\left(1 - \frac{\sin^2\varphi}{2}\right)$ zerfällt. Dieser beträgt[16]) z. B. für

$\varphi = 0^0$	1,0000
15^0	0,9665
30^0	0,8750
45^0	0,7500
60^0	0,6250
75^0	0,5335
90^0	0,5000

Er läßt sich also aus den Windmessungen während des Fluges jederzeit leicht berechnen und mit den übrigen Gliedern vereinigen.

Die gesamte Windbeizahl wird dann mit dem Wertungsverhältnis, das im Nenner die Zeit (oder den Betriebstoffverbrauch, oder im Zähler die Geschwindigkeit) enthält, zusammengefügt.

5. Neben der Größtgeschwindigkeit v_g, dem Ergebnis der Wettrennen, wird neuerdings vielfach auch die Kleinstgeschwindigkeit oder Schwebegrenze v_k, als Maß für die Landegeschwindigkeit, begrenzt oder gewertet, zumeist in irgend einer Beziehung zur Höchstgeschwindigkeit. So gibt der englische Kleinflugzeug-Wettbewerb[17]) in Lympne, der offen ist für Flugzeuge von

$$v_g \geq 60\ \text{ml/h} = 97\ \text{km/h} = 26{,}8\ \text{m/s},$$
$$v_k \leq 45\ \text{ml/h} = 73\ \text{km/h} = 20{,}1\ \text{m/s},$$

als Maß für die Geschwindigkeitsspanne den Ausdruck

$$\text{Wertziffer} = \frac{v_g - v_k}{v_k} - 0{,}333 = \text{möglichst groß}.$$

daher

$$\sqrt{1-k^2\sin^2\varphi} \approx 1 + k^2\left(1 - \frac{\sin^2\varphi}{2}\right);$$

der Fehler ist, wenn das Windverhältnis k auf den halben Wert sinkt, nur noch etwa $\frac{1}{16}$ des vorigen Betrages. Schon bei $k = \frac{w}{v} = \frac{1}{2}$ ergibt sich für

$\varphi = 0^0$	nach Näherung 1,2500,	genau 1,3333;	Fehler 0,0833 = 6,2 vH
45^0	1,1875	1,2472	0,0597 = 4,8 vH
90^0	1,1250	1,1547	0,0297 = 1,9 vH

[16]) Zur Kontrolle kann dienen, daß

$$\left[1 - \frac{\sin^2\varphi}{2}\right] + \left[1 - \frac{\sin^2(90-\varphi)}{2}\right] = 1{,}5$$

ist.

[17]) Flight **16**, Nr. 822 (39) vom 25. September 1924, S. 586.

Das läßt sich leicht umformen

$$\text{Wertziffer} = \frac{v_g}{v_k} - \frac{4}{3} = \sqrt{\frac{c_{a\,g}}{c_{a\,f}}} - \frac{4}{3};$$

denn die Geschwindigkeiten eines Flugzeuges bei verschiedenen Anstellwinkeln verhalten sich in gleicher Luftdichte unabhängig von der Motorleistung umgekehrt wie die Wurzeln aus den Auftriebbeizahlen c_a, hier c_{ag} der Größtwert für die Mindestgeschwindigkeit, c_{af} der Wert für den gewöhnlichen Flug mit höchster Schnelle; und hier tritt schon die Schwäche des Verfahrens zutage: ein Wert, der eindeutig vom Profil abhängt, und ein anderer, der je nach Leistungs- und Flächenbelastung verschieden ist, werden zueinander ins Verhältnis gesetzt. Es gilt ja für den wagrechten Flug nach unserer Steiggeschwindigkeitsformel (Abschnitt 1, zweite Gl.) mit $w = 0$

$$75\,\eta\,\frac{N}{G} = v_s = \varkappa \cdot v_I;$$

denn die Sinkgeschwindigkeit v_s ist das Produkt[18]) aus der »Flugzahl«

$$\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1.5}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}$$

für den jeweiligen Anstellwinkel und aus der »Einheitsgeschwindigkeit«

$$v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma}\cdot\frac{G}{F}},$$

$$v_{I_0} \approx 4\sqrt{\frac{G}{F}},$$

d. h. der Geschwindigkeit für $c_a = 1$, bei der jeweiligen Luftdichte $\frac{\gamma}{g}$ (näherungsweise am Boden $\frac{\gamma_0}{g} = \frac{1}{8}$ kg m^{-4} s^2 gesetzt). Man fliegt also mit dem Anstellwinkel, bei dem sich aus der Polare eine Flugzahl

$$\varkappa = \frac{75\,\eta}{v_I}\cdot\frac{N}{G} = 75\,\eta\,\sqrt{\frac{\gamma}{2g}\cdot\frac{N}{G}}\,\sqrt{\frac{F}{G}}$$

errechnet.

Nimmt man für eine überschlägige Betrachtung einmal die Widerstandsbeizahl c_w, das andere Mal die Gleitzahl $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$ vom Anstellwinkel unabhängig an, so folgt für obige Wertziffer (abgesehen von dem Abzugsglied $\frac{4}{3}$, das lediglich den Nullpunkt der Wertung mit den Ausschreibungsgrenzen übereinstimmend festlegt)

$$\sqrt{\frac{c_{a\,g}}{c_{a\,f}}} = \sqrt{c_{a\,g}}\cdot\sqrt[3]{\left(75\cdot\frac{\eta}{c_w}\cdot\frac{N}{G}\right)^2\cdot\frac{\gamma}{2g}\cdot\frac{F}{G}},$$

bzw. im zweiten Fall

$$\sqrt{\frac{c_{a\,g}}{c_{a\,f}}} = \sqrt{c_{a\,g}}\cdot\sqrt{\left(75\cdot\frac{\eta}{\varepsilon}\cdot\frac{N}{G}\right)^2\cdot\frac{\gamma}{2g}\cdot\frac{F}{G}},$$

also abhängig von den Kehrwerten der Flächen- und Leistungsbelastung, der Luftdichte und der »Schnelligkeitzahl« $\left(\frac{\eta}{\varepsilon}\right)$ bzw. der ihr ähnlichartigen Größe $\left(\frac{\eta}{c_w}\right)$, die uns bereits im 3. Abschnitt bei der Wertung des Rhön-Zielfluges begegnete. Die beiden Fälle (c_w bzw. ε vom Anstellwinkel unabhängig) gabeln die tatsächlichen Verhältnisse ein; jedenfalls enthält die scheinbar so anschauliche und selbstverständliche Wertung der verhältnismäßigen Geschwindigkeitspanne in Wirklichkeit nicht einen Vergleich der Profileigenschaften, sondern bevorzugt offenkundig kleine Leistungs- und Flächenbelastung oder geringe Einheitsgeschwindigkeit oder, da die Werte von $\sqrt{c_{ag}}$ bei den üblichen Profilen nicht stark schwanken, absolut niedrige Landegeschwindigkeiten.

Besser ist es daher, die Kleinstgeschwindigkeit auf die Flugschnelle bei einem bestimmten Anstellwinkel, etwa für $c_a = 1$, also auf die Einheitsgeschwindigkeit v_I zu beziehen, mit anderen Worten, einfach $\sqrt{c_{ag}}$ zu werten.

6. Bisher hatten wir, von einer Sammelformel im ersten Abschnitt abgesehen, lediglich den wagrechten Flug behandelt. Ver-

[18]) Vgl. E. Everling, Ein neues Rechenblatt für Flugleistungen, a. a. O. (Anm. 2).

Digitized by Google

wickelter liegt die Aufgabe, Steigleistungen auf gleiche Verhältnisse umzurechnen. Dreht es sich nur darum, die Gipfelhöhe, die zweckmäßig als Luftdichte gemessen und durch die zugehörige mittlere Höhe ausgedrückt wird[19]), für verschiedene Bewerber zu vergleichen, so folgt statt der Flugformel des vorigen Abschnittes

$$75\,\eta\,\frac{N_g}{G} = \varkappa \cdot v_{Ig},$$

wobei die Motorleistung N_g für die Gipfelhöhe angenähert werden kann durch

$$N_g = N \cdot \frac{\gamma_g}{\gamma_0},$$

und die Einheitsgeschwindigkeit v_{Ig} in Gipfelhöhe ist

$$v_{Ig} = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_g}\cdot\frac{G}{F}} = v_{I0}\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_g}};$$

γ_g ist dabei die Luftwichte (kg/m³) in Gipfelhöhe, γ_0 am Boden. Es folgt für das Luftdichteverhältnis der Gipfelhöhe mit dem Bestwert $\varkappa_g$ der Flugzahl

$$\frac{\gamma_g}{\gamma_0} = \left(75\,\frac{\eta}{\varkappa}\cdot\frac{N_0}{G}\cdot\frac{1}{v_{I0}}\right)^{2/3} = \sqrt[3]{\left(75\cdot\frac{\eta}{\varkappa}\cdot\frac{N_0}{G}\right)^2\cdot\frac{\gamma_0}{2g}\cdot\frac{F}{G}},$$

ein Ausdruck, der denen für die Wertung der Geschwindigkeitspanne im vorigen Abschnitt sehr ähnelt und besagt, daß bei gegebener Leistungs- und Flächenbelastung lediglich die »Gipfelzahl« $\frac{\eta}{\varkappa}$ für die erreichbare Höhe maßgebend und als Wertziffer zu wählen ist[20]),

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g}\right)^{1{,}5}\cdot\frac{v_{I0}}{75}\cdot\frac{G}{N_0},$$

das heißt, die Potenz 1,5 des besten Luftdichteverhältnisses wird mit den Bodenwerten von Einheitsgeschwindigkeit und Leistungsbelastung multipliziert; diese kann man zu Wertungszwecken wieder durch das Verhältnis von Nutzlast zu Hubraum oder zum Brennstoffverbrauch (bezogen auf die Zeiteinheit, sonst wird die Beziehung fehlerhaft!) ersetzen.

7 Eigentliche Steigflüge sind auf der Wasserkuppe[21]) durch die Höhe gewertet worden, die man mit einer Brennstoffmenge von 0,02 l ≈ 0,014 kg für jedes kg Führergewicht erreicht, bei einer Darmstädter Flugveranstaltung Ende September durch die Höhe h die in $T = 15$ min erzielt wurde, bezogen auf das Verhältnis der Motorleistung N zur Ladung Q (oder auf die Motorleistung selbst; das läuft für leichte Einsitzer praktisch auf dasselbe hinaus). In beiden Fällen wird also, wenn man gleichen Betriebstoffverbrauch voraussetzt, gewertet eine mittlere Steiggeschwindigkeit $\bar{w}$ mal reine Leistungsbelastung

$$\text{Wertziffer} = \frac{h}{T}\cdot\frac{Q}{N} = \bar{w}\cdot q\cdot\frac{G}{N} = \text{möglichst hoch.}$$

Das ist aber nach unseren Steig- und nach den Gipfelhöhenformeln gleichbedeutend mit

$$\text{Wertziffer} = q\left(75\,\eta - \varkappa\cdot v_I\cdot\frac{G}{N}\right)$$

$$= q\left[75\,\eta - \varkappa\cdot v_{I0}\cdot\frac{G}{N_0}\cdot\left(\frac{\gamma_0}{\bar{\gamma}}\right)^{1{,}5}\right] = q\cdot 75\,\eta\left[1-\left(\frac{\gamma_g}{\bar{\gamma}}\right)^{1{,}5}\right],$$

wo $\bar{\gamma}$ ein Mittelwert der Luftwichte (kg/m³) in dem durchstiegenen Bereich ist, der streng genommen für verschiedene Endhöhen noch ungleich anzusetzen wäre. Bei gleichem Ladungsanteil q und demselben Schraubenwirkungsgrad η (der hier für sich auftritt!) wird das Ergebnis also lediglich davon abhängen, wie weit die Gipfelhöhe über der Flughöhe liegt. Je größer der Unterschied, je größer also die »Gipfelzahl« $\frac{\eta}{\varkappa}$, je kleiner Leistungsbelastung und Einheitsgeschwindigkeit, desto besser für das Ergebnis. Geringe Sinkgeschwindigkeit (Flächenbelastung) ist eine Eigenschaft, die bei Segelflugzeugen angestrebt wird; den Ausschlag gibt aber die Leistungsbelastung, die man gerade bei Hilfsmotoren recht groß bemißt; diese haben also bei einem solchen Steigfliegen weit schlechtere Aussichten als Bewerber, die bis an die zulässige Leistungsgrenze herangehen.

Will man Steigflüge ohne Kenntnis der Gipfelhöhe richtig werten, so hat man die Steiggeschwindigkeit w und die geringste Sinkgeschwindigkeit v_s für eine bestimmte Höhe zu addieren, also

$$\text{Wertziffer} = \frac{w + v_s}{75\,\eta}\cdot\frac{G}{N}$$

zu bilden, die theoretisch gleich 1 sein muß, also praktisch den »Wirkungsgrad des Steigfluges« angibt[22]). Wettbewerbstechnisch wird es schwierig sein, den Mindestwert der Sinkgeschwindigkeit versuchsmäßig zu ermitteln, falls nicht ein möglichst langsames Sinken (oder besser eine möglichst kleine Flugzahl $\varkappa = \frac{v_s}{v_I}$) anderweit preisgekrönt wurde. Doch läßt sich mit der Einheitsgeschwindigkeit, die aus der Flächenbelastung ohne weiteres folgt, und mit einer geeigneten Annahme für die Flugzahl, etwa $\varkappa = 0{,}1$, ein angenähert richtiger Wert für die Sinkgeschwindigkeit finden und damit Steigleistungen hinreichend gerecht vergleichen.

Die Schwierigkeit wird ganz umgangen, wenn man die Gipfelzahl

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \frac{v_I}{75\,\frac{N}{G} - \frac{w}{\eta}}$$

auch zum Werten der Steiggeschwindigkeit w (in einer vorgeschriebenen Luftdichte) benutzt.

8. Wichtigstes Ergebnis unserer Betrachtungen ist, daß manche Wertungsformel und Wettbewerbsvorschrift, die »aus rein praktischen Erwägungen, ohne jede Theorie« abgeleitet wurde, bei nachträglicher Prüfung mit eben dieser Theorie etwas ganz anderes besagt, als was man eigentlich beabsichtigte. In der Praxis der Wettbewerbe fällt das vielfach nicht auf, da heute leider noch allzu viele Teilnehmer durch andere Einflüsse geschädigt oder ausgeschaltet werden. Oft auch deshalb, weil die Bewerber zufällig, z. B. durch die Lage des Motormarktes, mit ziemlich gleichartigen Flugzeugen an den Start kommen.

Trotzdem sollte man im Mutterlande der Flugzeugmechanik diesen Prüfstein aller Wertungsverfahren auf ihre Verwendbarkeit und ihren inneren Gehalt grundsätzlich bei jeder Ausschreibung zu Rate ziehen!

Die Arbeiten des Meßtrupps während des 2. Segelflug-Wettbewerbes in Rossitten 1924.

Von Harald Koschmieder, Frankfurt a. M.

(Schluß von Seite 242.)

Beziehen wir uns im folgenden auf den über dem Dünenkamm gelegenen Raum, in dem sich Martens in den unteren 150 m aufgehalten hat, und lassen wir die untersten, dem Dünenkamm unmittelbar auflagernden 25 m aus Mangel an Messungen außer Betracht, so läßt sich bei weitgehender Vorsicht in der Bewertung der erzielten Genauigkeit doch zweifellos folgendes aussagen: Der Aufwind nimmt mit der Höhe zunächst stetig zu, erreicht bei etwa 60 m über der Düne seinen Maximalwert mit 1,2 m/s, nimmt darauf stetig ab, besitzt aber über dem Dünenfuß in 240 m Meereshöhe noch mindestens den Wert 0,5 m/s.

Bezüglich der Stetigkeit der Aufwindänderung entspricht das Ergebnis den oben angeführten Theorien. Es widerspricht in dieser Hinsicht aber der Auffassung von Georgii und K. Wegener über die Existenz einer »Einflußhöhe«, d. h. einer bestimmten, bei K. Wegener[1]) und Georgii[2]) sehr geringen Höhe über dem Berggipfel, unterhalb deren noch ein starker Aufwind[3]) herrscht, von der ab aber

[19]) E. Everling, Zur Wertung von Höhenrekorden, ZFM 11, Nr. 9 vom 15. Mai 1920, S. 121/23.

[20]) Vgl. E. Everling, a. a. O. (Anmerk. 2, erste Quelle), besonders Gl. (19), nnd die Ausschreibung für den »Otto Lilienthal-Preis« 1925, bei der jedoch nach Hoff und andern ein genaueres Gesetz für die Höhenänderung der Motorleistung eingeführt ist.

[21]) G. Krupp, a. a. O. (Anm. 3), S. 29; die dort angegebene Brennstoffmenge wurde später verdoppelt.

[22]) Man kann statt dessen auch den Schraubenwirkungsgrad

$$\eta = \frac{w + v_s}{75}\cdot\frac{G}{N}$$

werten.

[1]) Beitr. z. Phys. d. fr. Atm. V, S. 206, 1913: zirka 200 m; Wegener bemerkt aber ausdrücklich, daß darüber auch noch ein allerdings sehr schwacher Aufwind vorhanden sei.

[2]) ZFM 15, S. 10, 1924: zirka ⅓ der absoluten Berghöhe.

[3]) Georgii, ZFM 14, S. 1, 1923: mindestens noch 0,7 m/s, entsprechend der Flughöhe von Hentzen am 22. VIII. 1922 in 350 m Höhe.

Digitized by Google

die Stromlinien horizontal[1]) verlaufen. Der Begriff »Einflußhöhe« muß zweifellos aufgegeben werden[2]). Dagegen sind schon von Pockels[3]) und Wagner[4]) schwerwiegende Einwände gemacht worden. Auch Ficker, gegen dessen Darstellung[5]) sich der Einwand von Pockels richtete, hat selbst seine Darstellung als schematisierend[6]) bezeichnet und die Angaben von K. Wegener einer ausführlichen Kritik[7]) unterzogen. Der gebotenen Kürze wegen kann ich nicht auf Einzelheiten eingehen und muß auf die Originalliteratur verweisen.

Daß es unmöglich ist, für den Aufwind eine bestimmte, nur von der Höhe des Hindernisses abhängige Reichweite anzugeben, geht daraus hervor, daß der Aufwind unter sonst gleichen Verhältnissen natürlich von der Windgeschwindigkeit im ungestörten Felde und von der Form des Hindernisses abhängig ist. Auch für die letzte Abhängigkeit haben wir durch Segelflugmessungen und -beobachtungen bereits Belege. Ich konnte aus den vorjährigen Rhönmessungen (a. a. O. Abb. 6) zeigen, daß im dreidimensionalen Falle die Luft das Hindernis nur zum Teil überfließt[8]), zum Teil auch umfließt. Im vorliegenden zweidimensionalen Falle werden dagegen die gesamten Luftmassen an dem Hindernis hinaufgepreßt. Auf diese einfache Weise erklären sich die wider Erwarten großen Flughöhen in Rossitten, die den theoretischen Werten (vgl. Abb. 9) vollkommen entsprechen. — Eine streng analytische Darstellung des Aufwindes im dreidimensionalen Falle wird keine prinzipiellen Schwierigkeiten mehr bereiten, wenigstens für einige einfache Beispiele.

Dagegen überrascht die Verschiedenheit der Aufwindänderung mit der Höhe nach der Theorie und den Rossittener Messungen. Das kann seinen Grund natürlich nur darin haben, daß die den Theorien zugrunde liegenden Annahmen nicht hinreichend erfüllt sind: tatsächlich nimmt auch nach den Beobachtungen im Flachlande [Eilvese[9]), Nauen[10])] die Windgeschwindigkeit gerade in den untersten Schichten ganz beträchtlich zu, so daß keineswegs reibungslose Gleitung, sondern — wenigstens angenähert — Haftung[11]) erfolgt. Nun erhält man durch Superposition einer Quelle mit einer in den untersten hundert Metern stark zunehmenden horizontalen Windgeschwindigkeit derartig große Geschwindigkeiten längs der Profilstromlinie, daß auf den Einfluß der Reibung keinesfalls mehr verzichtet werden kann. Die Reibung bewirkt vielmehr einen Luftstau, der der Abnahme der Neigung der Stromlinien bis zu einer gewissen Höhe (hier etwa 100 m) entgegenwirkt, so daß zu gleich oder stärker geneigten Stromlinien unterhalb dieser Höhe größere Totalgeschwindigkeiten gehören, mithin auch größerer Aufwind. — Nun ist die Reibung nicht nur Funktion der Geschwindigkeit, sondern auch des Reibungskoeffizienten, so daß Änderungen des Reibungskoeffizienten ebenfalls einen Luftstau hervorrufen können. Darauf hat Georgii[12]) hingewiesen, jedoch kann dieser Luftstau infolge der Änderung des Reibungskoeffizienten nur gering sein, wie die typische Regenarmut der Flachküsten[13]) zeigt. — Daß vielmehr die Reibungszunahme der über dem Berg erzwungenen größeren Windgeschwindigkeit entspricht[1]), zeigen die vorjährigen Rhönmessungen: dort ist eine Änderung des Reibungskoeffizienten nicht anzunehmen und doch wurde (a. a. O., Zahlentafel 2) eine starke Zunahme des Aufwindes mit der Höhe ermittelt. Ob sich die Aufwindzunahme in Rossitten nur auf den Raum über dem Dünenkamm beschränkt oder auch (wie in der Rhön) auf den Dünenhang ausdehnt, muß aus Mangel an Messungen unentschieden bleiben.

Die theoretische Darstellung geht weit über den Rahmen dieser Arbeit hinaus. Sie dürfte exakt auch sehr schwer zu lösen sein. Eine Näherungsrechnung von Georgii a. a. O. liefert tatsächlich eine lineare Zunahme der Aufwindgeschwindigkeit mit der Höhe, deren obere Grenze in Rossitten und in der Rhön durch Messung festgelegt worden ist. — Weiter liefert auch die Theorie von Ackeret (z. B. für $X = 150$) über dem Hindernis eine merkliche Zunahme der Aufwindgeschwindigkeit mit der Höhe. Ich glaube aber nicht, daß man diesen Umstand zur Erklärung des Rossittener Befundes unmittelbar heranziehen darf, da die Aufwindzunahme mit der Höhe bei Ackeret eine Folge der Quellenmethode und damit des asymptotisch ansteigenden Geländes ist. Umgekehrt könnte man vielleicht sagen, daß dem oben dargelegten Reibungseinfluß ein weiterer Geländeanstieg äquivalent ist.

Wenn auch qualitative Überlegungen die Meßergebnisse stützen, so erscheint es doch, bei der großen Bedeutung, die dem Aufwindnachweis über dem Dünenkamm zukommt, sowie bei den großen Genauigkeitsansprüchen, die eine Untersuchung der Aufwindänderung mit der Höhe an die Messungen stellt, als sehr wünschenswert, die diesbezüglichen Rossittener Ergebnisse möglichst bald durch weitere Messungen zu erhärten, schon mit Rücksicht darauf, daß die kartographische Darstellung der Rossittener Wanderdünen zurzeit sehr unbefriedigend ist (sie stammt aus dem Jahre 1901).

Von anderer Seite ist kürzlich[2]) bemerkt worden, daß die große Flughöhe von Martens zum Teil auch auf thermischen Aufwind zurückzuführen sei. Dieser Auffassung kann ich mich nicht anschließen. Bei der starken Luftbewegung ist an und für sich die Ausbildung thermischer Unregelmäßigkeiten kaum zu erwarten, aber selbst bei entgegenkommenden Annahmen erhielte man nur Beschleunigungen, die die Luftmassen in 60 s um 30 m vom Boden abheben würden. In dieser Zeit beträgt aber schon die seitliche Abtrift 600 m, d. h. über 30 m Höhe ist in unserem Flugraum thermischer Aufwind auszuschließen.

Zusammenfassung.

Die hydrodynamischen Theorien erklären selbst bei ungünstigsten Annahmen über die Windgeschwindigkeit die wider Erwarten großen Flughöhen vollständig, so daß für deren Erklärung weder thermischer Aufwind noch Reibungsaufwind infolge Änderung des Reibungskoeffizienten benötigt wird. Die durch die Geschwindigkeitszunahme über Berg bedingte erhöhte Reibung scheint sich (hier wie in der Rhön) durch eine Aufwindszunahme bis zu einer gewissen Höhe bemerkbar zu machen.

Beide Meßreihen, in der Rhön und in Rossitten, bestätigen sich gegenseitig in unerwartetem Ausmaße. Dennoch sind sie als ein bescheidener Anfang zu betrachten, der nur die allereinfachsten Verhältnisse klarlegt. Eine weitergehende Arbeit erfordert vor allem Systematik[3]) der Beobachtungsreihen.

[1]) Georgii, ZFM **13**, S. 5, 1922; nach Zitat 1) bereits in 363 m Höhe.

[2]) Wollte man die Einflußhöhe durch »maximale Segelflughöhe« oder »Flugraum« oder einen ähnlichen Begriff ersetzen, so treten zu den weiter unten aufgeführten Variablen noch die Flugzeugkonstanten ε und v_s hinzu. Es erscheint doch empfehlenswert, sich auf hydrodynamisch einfache Hindernistypen zu beziehen.

[3]) Met. Zeitschr. **30**, S. 216, 1913.

[4]) Met. Zeitschr. **40**, S. 309, 1923.

[5]) Met. Zeitschr. **30**, S. 213, 1913.

[6]) Wiener Berichte **121**, IIa, 1912, besonders S. 1233.

[7]) Met. Zeitschr. **30**, S. 608, 1913.

[8]) »Die Strömungslinien werden eine gewisse Neigung zeigen, den Niveaulinien zu folgen«, Bjerknes, Kinematik der Atmosphäre, Braunschweig 1913, S. 54.

[9]) A. Peppler, Beitr. z. Physik d. fr. Atmosphäre, IX, S. 114, 1921; Bongards, Annalen der mar. Meteorol., **40**, S. 373, 1921.

[10]) G. Hellmann, Berliner Bericht, 1914, S. 415; 1917, S. 174, 1919, S. 418.

[11]) F. M. Exner, Annalen der mar. Meteorol., **40**, S. 226, 1912.

[12]) ZFM **14**, S. 114, 1923. In den Abb. 1 und 2 ist irrtümlich über Land adiabatischer Temperaturgradient eingezeichnet. Adiabat. Temp. Grad. bildet sich nicht in der Vertikalen, sondern nur längs einer Stromlinie, vgl. Ficker a. a. O.

[13]) G. Hellmann, Berliner Berichte, 1904, S. 1442.

[1]) Ein ähnlicher Gedankengang hat wohl Georgii veranlaßt, die großen Flughöhen am Waschberg bei Wien durch Reibung zu erklären.

[2]) Zeitschr. d. V. D. I., **68**, S. 558, 1924.

[3]) H. Koschmieder, Luftfahrt, **28**, S. 106, 1924. Der Flug von Schulz ist ein überzeugendes Beispiel dafür. Trotz einer Dauer von 8¾ h liefert er nur wenige, das Stromfeld kennzeichnende Werte, da Schulz seiner Aufgabe entsprechend sich in einem ganz engen Flugraum halten mußte.

Lilienthaleffekt und dynamisches Segeln.

Von Roderich Fick.

(Schluß von Seite 246.)

Es wird wieder auf gleiche Weise wie im Fall $n = 2$ derjenige Wert von c_F gesucht, für welchen $H_{10} = 0$ wird (Abb. 5).

Digitized by Google

Wir erhalten $v_F = 13\ \mathrm{ms^{-1}}$

$$H_{10} = 0, \quad V_{10} = \frac{1}{T}\int_0^T C_{r_1} \cdot v_R^2 \, dt = 368\ \mathrm{kg}$$

$$L = \frac{368 \cdot 4}{75}\sqrt{\frac{368}{16 \cdot 250}} = 5{,}95\ \mathrm{PS}.$$

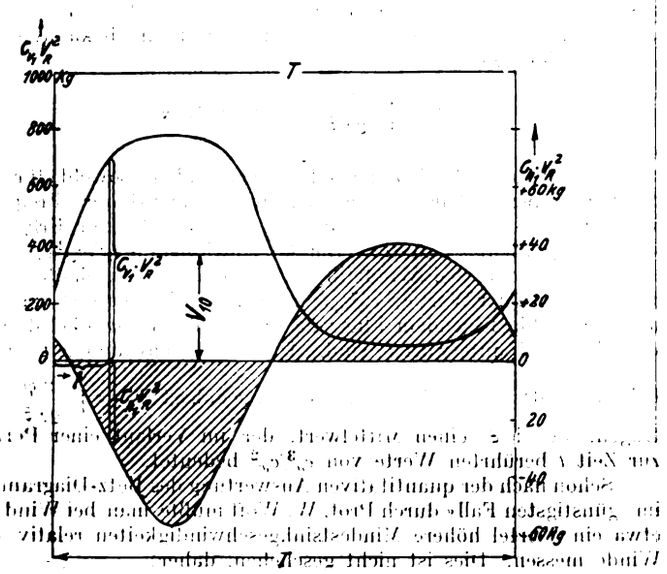


Abb. 5.

Für $n = 2$ ist also die entnehmbare Leistung um etwa 62 vH der Leistung im Falle $n = 1$ verbessert. Es war dies der günstigste Fall der Knoller-Betz-Theorie. Im einfachsten Fall ist die entnehmbare Leistung wesentlich geringer, aber es ist eine höhere prozentuale Verbesserung für $n = 2$ gegen $n = 1$ zu erwarten infolge der Flächenwölbung.

Es wird für die beiden selben Strömungsbilder nunmehr der einfachste Fall untersucht, bei welchem der Flügel stets in einem konstanten negativen Anstellwinkel γ zur Horizontalen bleibe. Wir nehmen hier $\gamma = -4°$ an.

Da mir kein besseres Profil zur Verfügung steht, welches bis auf genügend große negative Anstellwinkel untersucht ist, verwende ich das allerdings für den vorliegenden Fall sehr ungünstige Profil Ru CI aus T B II, S. 33.

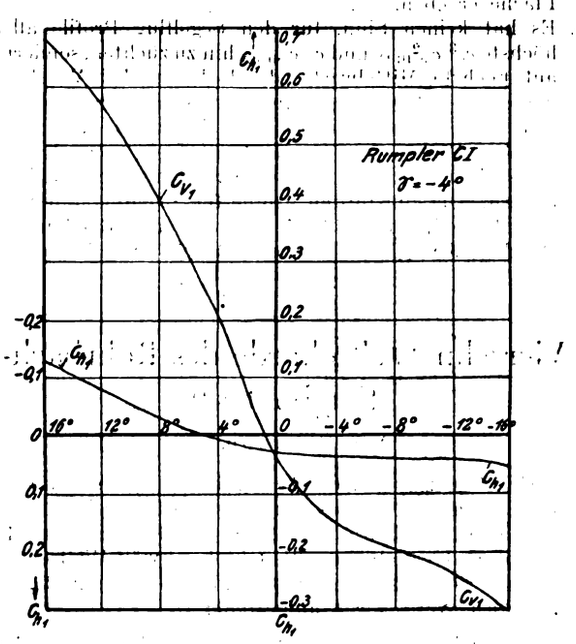


Abb. 6.

Die Abhängigkeit c_{h1} und c_{r1} von β ist in Abb. 6 für dieses Profil aufgetragen.

Als Flugzeuggeschwindigkeit relativ zum Strömungsbild $n = 2$, für welche der Rücktrieb verschwindet, wird $8\ \mathrm{ms^{-1}}$ gefunden.

In Abb. 7 ist für $v_F = 8\ \mathrm{ms^{-1}}$ wieder $c_{r_1} \cdot v_R^2$ und $c_{h1} \cdot v_R^2$ abhängig von t aufgetragen und wir erhalten:

$$H_{10} = \int_0^T C_{r_1} \cdot v_R^2 \, dt = 0 \qquad V_{10} = \frac{1}{T}\int_0^T C_{r_1} \cdot v_R^2 \cdot dt = 36\ \mathrm{kg}.$$

Aus dem verwendeten Polardiagramm des Ru. C. I. ergibt sich die Flugzahl $\xi = c_a^3/c_w^2\max$ zu 22,5. Die mittlere Flugzahl ξ' wird also

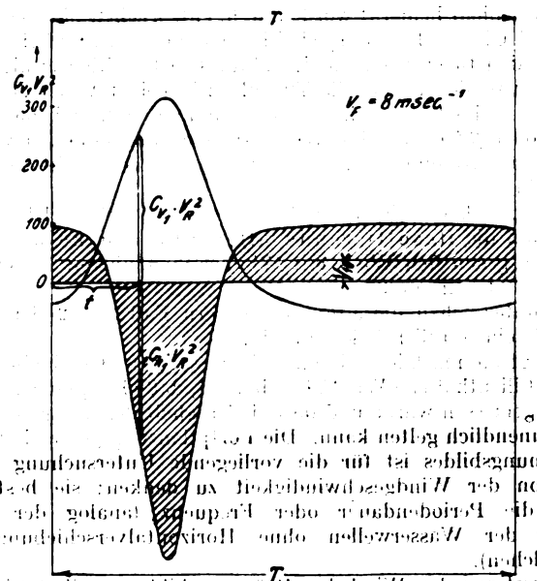


Abb. 7.

sicher nicht über 20 liegen, so daß sich ungünstigen Falles die entnehmbare Leistung zu:

$$L = \frac{G \cdot 4}{75}\sqrt{\frac{G/F}{16 \cdot 20}} = \frac{36 \cdot 4}{75}\sqrt{\frac{36}{16 \cdot 20}} = 0{,}645\ \mathrm{PS}$$

ergibt.

Auf gleiche Weise ist das Resultat für das Strömungsbild für $n = 1$ aus Abb. 8 zu:

$$H_{10} = 0, \quad V_{10} = \frac{1}{T}\int_0^T C_{v_1} \cdot v_R^2 \, dt = 21{,}8\ \mathrm{kg}$$

und

$$L = \frac{21 \cdot 8 \cdot 4}{75}\sqrt{\frac{21 \cdot 8}{16 \cdot 20}} = 0{,}303\ \mathrm{PS}$$

gefunden.

Die Verbesserung des Knoller-Betz-Effektes beträgt also im einfachsten Fall etwa 115 vH für $n = 2$ gegen $n = 1$. Mit besseren Profilen muß noch eine wesentlich höhere Verbesserung erwartet werden.

Die gewonnenen Vergleichszahlen sagen folgendes:

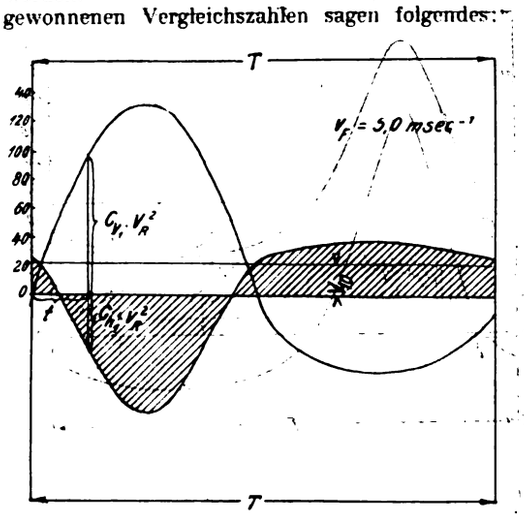


Abb. 8.

1. Die heutigen besseren Segelflugzeuge, etwa von der Güte des Vampyrs, Geheimrats, müßten nach ihrem dynamischen Leistungsbedarf von ca. 2,5 PS nach dem »günstigsten Fall« der Knoller-Betz-Theorie turbulenz-segelfähig sein.

Digitized by Google

Es zeigte sich aber nichts Derartiges, auch bei Flugzeugen, die automatisch nach dem Betz-Diagramm steuern sollten. Daraus wäre zu schließen, entweder, daß das Steuern nach dem »günstigsten Fall« unmöglich ist, oder das hier zugrunde gelegte Strömungsbild die Wirklichkeit in keiner Weise beschreibt.

2. Der »einfachste Fall« ergibt mögliche Leistungsentnahmen, die bei der Auswertung der Flüge des Strolch, Konsul und Hawa 6 schon sehr bemerkbar gewesen sein müßten. Sind dynamische Effekte aber nicht bemerkt worden, d. h. entsprachen Sinkgeschwindigkeit und Gleitzahl sowohl bei Wind wie im Gleitflug bei völliger Windstille den theoretisch für den statischen Segelflug ermittelten, könnte man schließen, daß die Turbulenz in keiner Weise den Flug zu verbessern imstande sei. Es müßten in den hier behandelten Fällen n oder β_0' oder beide Werte zu hoch angenommen worden sein oder das Strömungsbild durch andere meteorologische Ursachen gestört sein.

Demgegenüber steht aber der Lilienthaleffekt, welcher doch aussagt, daß die Resultierende aller Staudrücke wenigstens beim Fluge gegen den Wind mit Windgeschwindigkeit 3—4° nach oben gerichtet sein muß.

Wir untersuchen daraufhin für unsern Fall $n = 2$ den Wind selbst auf seinen Lilienthaleffekt hin.

Das Strömungsbild sei mit einer solchen Geschwindigkeit gegen die Lilienthalsche Windfahne bewegt, daß eine genügend hohe Frequenz gemessen würde und daß die Trägheit der Versuchsanordnung als unendlich gelten kann. Die Fortpflanzungsgeschwindigkeit des Strömungsbildes ist für die vorliegende Untersuchung unabhängig von der Windgeschwindigkeit zu denken; sie bestimmt lediglich die Periodendauer oder Frequenz (analog der Fortpflanzung der Wasserwellen ohne Horizontalverschiebung der Wasserteilchen).

Wir zerlegen den Wind des Strömungsbildes zur Zeit t in eine vertikale und eine horizontale Komponente.

Die vertikale Komponente v_y ergibt sich zu:

$$v_y = v \cdot \sin \beta',$$

die horizontale zu:

$$v_x = v \cdot \cos \beta'.$$

Die Kontinuität drückt sich aus durch:

$$\int_0^T v_y \cdot \sin \beta' = 0.$$

Bilden wir aber die Quadrate der Strömungsgeschwindigkeiten (also die 16fachen Staudrücke, wegen

$$q = \frac{\varrho \cdot v^2}{2}, \quad \varrho = 0{,}125)$$

und multiplizieren wir diese Werte mit den Sinus bzw. Cosinus der zugehörigen Strömungsneigungen, bilden also

$$v_y^2 \cdot \sin \beta' \text{ und } v_x^2 \cos \beta'$$

und tragen diese Werte abhängig von t auf, so erhalten wir aus Abb. 9:

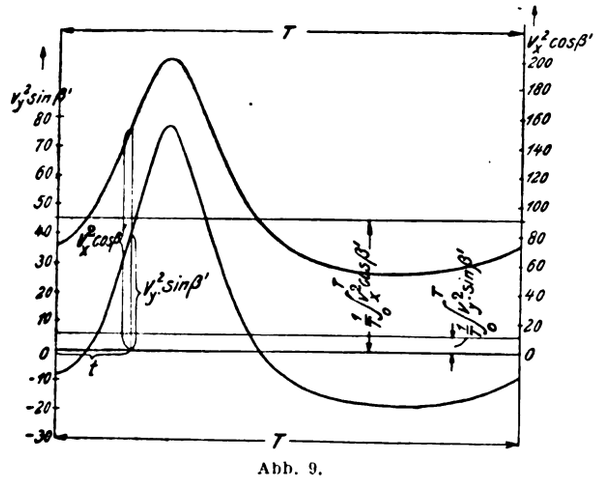


Abb. 9.

$$\frac{1}{T}\int_0^T v_y^2 \sin \beta' \, dt = +6{,}0 \text{ und } \frac{1}{T}\int_0^T v_x^2 \cos \beta' \, dt = 92{,}0$$

und daraus den Lilienthaleffekt durch:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{6}{92} \text{ zu: } \alpha = 3° 44'.$$

Also für das verwendete Strömungsbild waren n und β_0' so gewählt, daß der Betrag des Lilienthaleffektes eingehalten wurde.

Wir müssen also schließen:

1. Das zugrunde gelegte Strömungsbild für $n = 2$ kann angenähert die Wirklichkeit beschreiben.
2. Das Steuern nach dem Betz-Diagramm für den »günstigsten Fall« ist nicht gelungen.
3. Der einfachste Fall der Knoller-Betz-Theorie liegt bei jedem Segelflug vor. Die errechnete Mindestsinkgeschwindigkeit für den statischen Segelflug ist durch die bekannten Beziehungen

$$v_s = \sqrt{\frac{2\varphi}{\varrho \cdot \xi}}, \quad \xi = c_a^3/c_w^2{}_{\max}$$

dargestellt.

Bei Wind ist aber Turbulenz vorhanden, sowohl für den Flieger unbemerkbarer (höherer), wie bemerkbarer Frequenz, welch letzteren Umstand er durch Steuerbewegung zur Erhaltung des Gleichgewichtes bestätigt. Der Anstellwinkel für $c_a^3/c_w^2{}_{\max}$ kann für den Gleitflug bei Windstille allein dauernd eingehalten sein; bei Wind wird der Wert $c_a^3/c_w^2{}_{\max}$ nur gelegentlich berührt, da dann auch bei ruhig liegendem Flugzeug die Windeinfallswinkel dauerndem Wechsel unterworfen sind. Die Sinkgeschwindigkeit müßte bei Wind deshalb höher sein und angenähert $v_s = \sqrt{\frac{2\varphi}{\varrho \cdot \xi'}}$ betragen, wobei ξ' einen Mittelwert, der im Verlauf einer Periode zur Zeit t berührten Werte von c_a^3/c_w^2 bedeutet.

Schon nach der quantitativen Auswertung des Betz-Diagrammes im »günstigsten Fall« durch Prof. W. Woff müßte man bei Wind um etwa ein Viertel höhere Mindestsinkgeschwindigkeiten relativ zum Winde messen. Dies ist nicht geschehen, daher:

4. Es gibt keinen rein statischen Segelflug. Ein Teil der Flugleistung wird immer der Turbulenz automatisch entnommen; wieviel ist noch zu erforschen. Vorläufig scheint die dynamische Leistung die Verschlechterung von $\xi = c_a^3/c_w^2{}_{\max}$ auf ξ' und die entsprechende Verschlechterung der Gleitzahl durch die Steuerbewegungen gerade zu beheben. Einen Anhalt können die in dieser Arbeit gewonnenen Zahlen geben. Man vergleiche den Leistungsbedarf der hochwertigsten Segelflugzeuge, z. B. den des Hawa 6, welcher etwa bei 15 m² Fläche

$$L_{\text{stat}} = v_s \cdot \frac{G}{75} \text{ PS} = \frac{0{,}447 \cdot 145}{75} = \underline{0{,}866 \text{ PS}}$$

beträgt, mit den Resultaten unserer Abb. 7 und 8, aus welchen sich mögliche Leistungsentnahmen aus den zugrunde gelegten Winden von 0,6 und 0,3 PS für 16 m² Fläche ergeben.

5. Es hat keinen Sinn, für den Segelflug Profile allein auf höchste $c_a^3/c_w^2{}_{\max}$ und $c_a/c_w{}_{\max}$ hin zu züchten, sondern solche auf höchste Mittelwerte, da doch nur bei Wind gesegelt wird. Die Schwingungsamplituden sind noch nicht bekannt. Der Lilienthaleffekt liefert sie nicht, da für den hier untersuchten Wind n größer und β_0' kleiner werden könnte, ohne die Richtung der Resultierenden aller Staudrücke zu ändern. Die günstigsten Profile für Segelflug wären deshalb schließlich durch direkte Messungen von Auftrieb und Widerstand an Versuchsflächen im natürlichen Winde aufzusuchen.

Vierzehn Weltrekorde des Rohrbach-Flugbootes.[1]

Von G. Krupp.

Die Abb. 1 u. 2 zeigen das bekannte Kopenhagener Rohrbach Leichtmetall-Flugboot Dieses Flugzeug stellte bereits am 20. September zwei Weltrekorde (für Entfernung und Flugdauer mit 1000 kg Nutzlast) auf und erzielte am 24. Oktober zwölf Weltrekorde.

Insgesamt hat das Rohrbach-Flugboot bis zum 25. Oktober 1924 vierzehn Weltrekorde aufgestellt:

24. 10. 24	Führer Lesch	für	250 kg	Nutzlast	Entfernung	1102 km
24. 10. 24	»	»	» 500 »	»	»	1102 »
20. 9. 24	» Landmann	»	1000 »	»	»	422 »
20. 9. 24	» »	»	1000 »	»	Flugdauer	3 h 17 min 14 s

[1]) Siehe auch ZFM, Heft 15/16, S. 165.

Digitized by Google

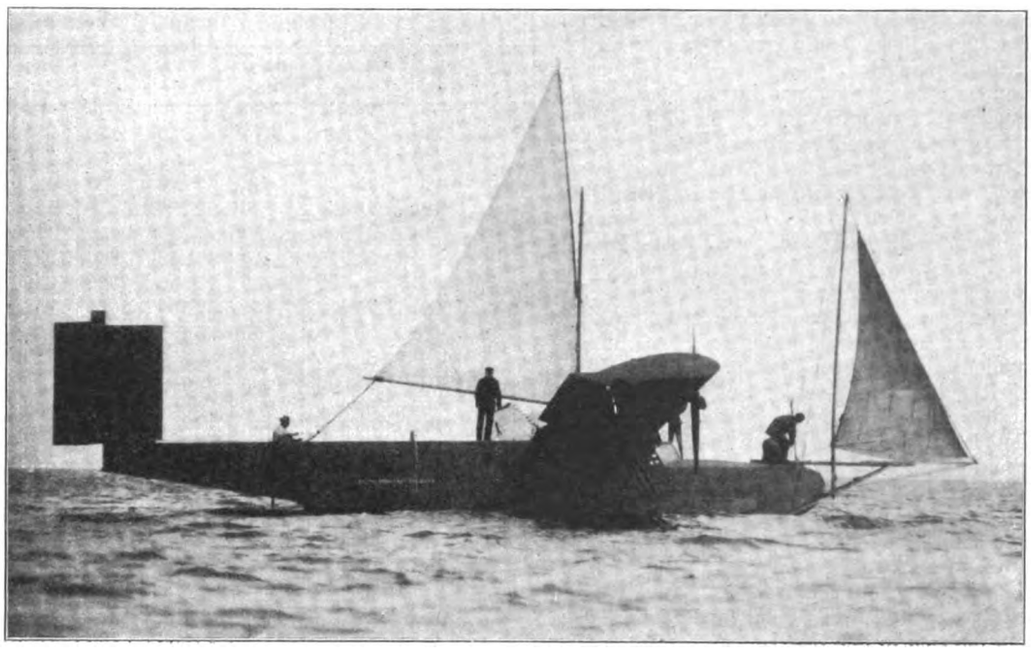


Abb. 1.

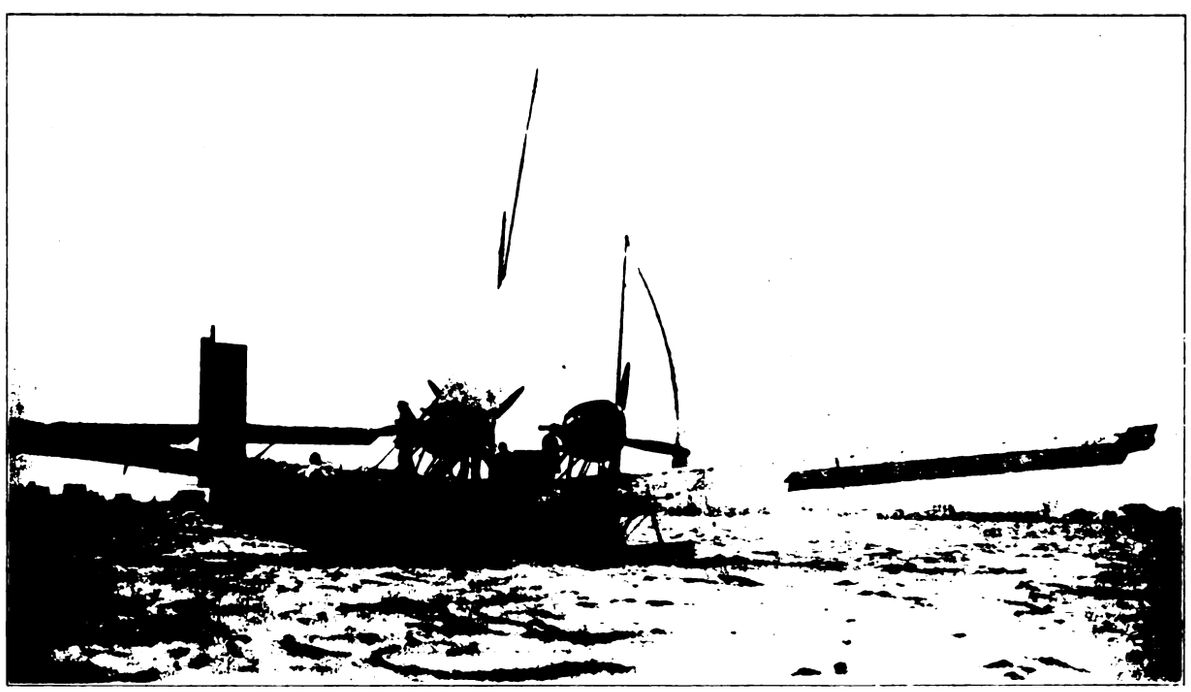


Abb. 2.

24. 10. 24	Führer Lesch	—	Geschwindigkeit über	500 km:	156,785	km/h
»	»	»	»	» 1000 »	152,335	«
			mit 250 kg Nutzlast			
»	»	»	»	» 100 »	159,151	»
»	»	»	»	» 200 »	158,834	»
»	»	»	»	» 500 »	156,785	»
»	»	»	»	» 1000 »	152,335	»
			mit 500 kg Nutzlast			
»	»	»	»	» 100 »	159,171	»
»	»	»	»	» 200 »	158,834	»
»	»	»	»	» 500 »	156,785	»
»	»	»	»	» 1000 »	152,335	»

Diese Höchstleistungen sind zur Anerkennung als Weltrekorde bei der F. A. I. angemeldet worden. Es besteht wohl kein Zweifel, daß die Leistungen als Rekorde anerkannt werden, da die Flüge unter strengster Beobachtung der Vorschriften der F. A. I. und unter Aufsicht der vorgeschriebenen Sportzeugen stattgefunden haben.

Ferner wurden mit diesem Flugboot Segelversuche mit einer provisorischen Segeleinrichtung vorgenommen, die ein überraschend günstiges Resultat ergaben. Diese Erfindung bedeutet einen weiteren Schritt vorwärts in der Entwicklung des Luftverkehrs, besonders, was die Sicherheit desselben betrifft; denn durch die Verwendung von Segel wird das Rohrbach Flugboot bei etwaigen Notlandungen auf hoher See infolge Brennstoffmangels, Motorendefekts usw. niemals ganz hilflos sein.

Bestrebungen zur Wirtschaftlichkeit des Flugwesens.

Von Max Lehl.

Möglichste Wirtschaftlichkeit ist eine der Lebensfragen für das Flugwesen. Dieser Grundsatz ist von der schwer kämpfenden deutschen Luftfahrzeug-Industrie als richtig anerkannt worden.

Digitized by Google

Der Zweck dieser Zeilen ist, besonders auf die sich durch einheitliche Grundlagen für den Bau und Betrieb der Flugzeuge in dieser Richtung ergebenden Vorteile hinzuweisen.

Während in anderen Industriezweigen und im Auslande aus der Vereinheitlichung allgemeiner Baustoffe und Bauteile bereits in großem Umfange Nutzen gezogen wird, haben im deutschen Luftfahrzeugbau diese Arbeiten wegen den ungünstigen Zeitverhältnisse seit Kriegsende geruht. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. (DVL), die auch seinerzeit als Geschäftsstelle des Normenausschusses der Flugzeugindustrie etwa 70 sogenannte Flugnormblätter herausgegeben hat, beabsichtigt daher, im Einvernehmen mit dem Reichsverkehrsministerium die Vereinheitlichungsarbeiten wieder aufzunehmen, da gerade jetzt der gegebene Zeitpunkt hierfür ist, während spätere Umstellungen mit großen Opfern erkauft werden müßten. Abgesehen von dem üblichen zeitweiligen Nachprüfen hinsichtlich etwaiger neuer Fortschritte, können besonders auf diesem Gebiete selbstverständlich nur für solche Baustoffe, Konstruktionsteile und Ausrüstungsstücke Richtlinien gegeben werden, die ihrem Wesen nach keine Bindung oder Hemmung der künftigen Entwicklung verursachen, d. h. also, die wenigstens für die nächste Zeit als abgeschlossen gelten. Zuerst sind somit die früheren Arbeiten den neueren Verhältnissen anzupassen.

In Verbindung mit diesen Fragen wird die DVL, um auch gewisse allgemeine Erfahrungen nach Möglichkeit zu verwerten, unter Mitwirkung aller interessierten Kreisen eine fortlaufende Liste, einerseits von Bauarten, die sich in der Regel nicht bewähren oder sogar als gefährlich anzusehen sind, anderseits von empfehlenswerten Neuerungen und Anregungen führen. Die Beachtung dieser Maßnahmen wird der Industrie zu großem Vorteil gereichen und auch bei den Prüfungskosten und -ergebnissen von Bedeutung sein können.

Die DVL bittet daher solche Werke, die hieran mitwirken und sich dadurch für ihre Erzeugnisse besondere Berücksichtigung bei diesen Bestrebungen sichern wollen, ihr die dafür erforderlichen Unterlagen baldigst zugänglich zu machen.

Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe.

Von W. Bleistein.

(Fortsetzung von Seite 219.)

k = Gewichtsbeiwert des Schiffskörpers (kg/m$^{12/5}$).

Die Bestimmung des Gewichtsbeiwerts für den Schiffskörper stößt auf die größten Schwierigkeiten. Hier spielen Fortschritte der Technik, Können des Konstrukteurs, Typ des Schiffes, Sicherheitskoeffizient, kurz eine solche Reihe von Faktoren mit, daß man aus veröffentlichten Werten nur mit größter Zurückhaltung schließen darf. Man weiß nie, wieweit die Gewichtswerte jeweils durch die Größe des Schiffsvolumens beeinflußt sind. Bildet man aus den errechneten und in Zahlentafel IV zusammengestellten Zahlen den Linienzug $T = f(V)$ (s. Abb. 6), so läßt sich hieraus nichts Absolutes entnehmen. Man sieht aber deutlich, daß die ersten Schiffe einer Bauperiode mit geringeren Erfahrungen angehören müssen als die späteren, d. h. die Schiffskonstruktion war relativ schwer. Mit Sicherheit kann man nur behaupten, daß das Gewicht etwas langsamer zunimmt als das Volumen. Rein rechnerisch kann man durch Abwägen ebenfalls nur zu dem angenäherten Ergebnis kommen, daß sich das Gewicht des Körpers etwas weniger als proportional dem Volumen, wahrscheinlich aber etwas mehr als proportional der $^2/_3$-Potenz des Volumens ändert. Die erfahrungsmäßige wahre Änderung ist, wenn sie überhaupt wirklich irgendwo festgestellt wurde, Geheimnis der bauenden Firmen geblieben. Um weiter kommen zu können, wurde angenommen, daß das Gewicht des Schiffskörper proportional $V^{4/5}$ ist. Hiermit dürfte man im Bereich der in Frage kommenden Schiffsgrößen, sich der Wirklichkeit nähern. Aber selbst hiermit kann man noch nicht vorbehaltslos weiterarbeiten. Es finden sich nirgendwo Angaben über Einzelgewichte; ja selbst die Gesamtgewichte der Schiffe muß man aus dem Auftrieb durch Abzug der Nutzlast ermitteln. Nachdem dies geschehen ist, hat man unter Annahme der Richtigkeit des Beiwertes i das Gewicht des Schiffskörpers zu finden (Zahlentafel IV). Es ergibt sich sodann k aus $a\,V = L + k\,V^{4/5} + M$ nach Gleichung (32)

$$k = \frac{a\,V - L - M}{V^{4/5}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (35)$$

In den späteren Rechnungen ist $k = 3\left(\frac{\text{kg}}{\text{cbm}^{4/5}}\right)$ angenommen.

l = Gewichtsbeiwert von Behältern und Leitungen für Brennstoff.

Zahlentafel IV.

Typ[1])	Baujahr	V m³	N PS	L kg	M[2]) kg	H[3]) kg	T[4]) kg	k[5]) kg/m$^{12/5}$
k	1913	20800	540	8800	2750	24340	12790	4,492
l	1914	22140	540	8850	2750	25900	14300	4,777
m	1914	22470	630	9200	3150	26290	13940	4,603
n	1914	25000	630	12200	3150	29250	13900	4,214
o	1915	24900	630	11100	3150	29130	14880	4,525
p	1915	31900	840	16200	3220	37320	17900	4,465
q	1915	35800	960	17900	4520	41890	19470	4,426
r	1916	55200	1440	32500	6410	64580	25670	4,128
s	1917	55500	1200	36400	5520	64940	23020	3,687
t	1917	55800	1200	37800	5520	65290	21970	3,504
u	1917	55800	1200	39000	5520	65290	20770	3,312
v	1917	56000	1200	40000	5520	65520	20000	3,180
w	1917	68500	1200	52100	5520	80140	22520	3,041
x	1918	62200	2030	44500	8630	72770	19640	2,871
y	1919	20000	960	10000	4520	23400	7880[6])	2,856
z	1921	22550	960	11200	4520	26320	9100[6])	2,996
b	1914	25000	740	7900	3590	29250	17760	5,384
c	1915	32500	840	14000	4030	38020	19990	4,913
d	1915	35100	840	15700	4030	41070	21340	4,931
e	1916	38800	960	21500	4510	45400	19390	4,135
f	1917	56350	1200	37500	5520	65930	22910	3,625
g	[7])	63800	2240	46100	9410	74650	19140	2,742
h	[7])	78000	2240	59500	9410	91260	22350	2,727

[1]) Nach Veröffentlichungen in der ZFM. Nur Schiffe nach 1912 sind aufgenommen.

[2]) M ist errechnet aus $M = i\,N_e$, wobei i aus Abb. 5 entnommen ist.

[3]) $H = a\,V$, worin $a = 1{,}17$ kg/m³.

[4]) $T = H - M - L$.

[5]) $k = T : V^{4/5}$.

[6]) Reduziert wegen Passagiereinrichtungen um 50 kg je Passagier.

[7]) Vor Baubeendigung wegen Waffenstillstand zerstört.

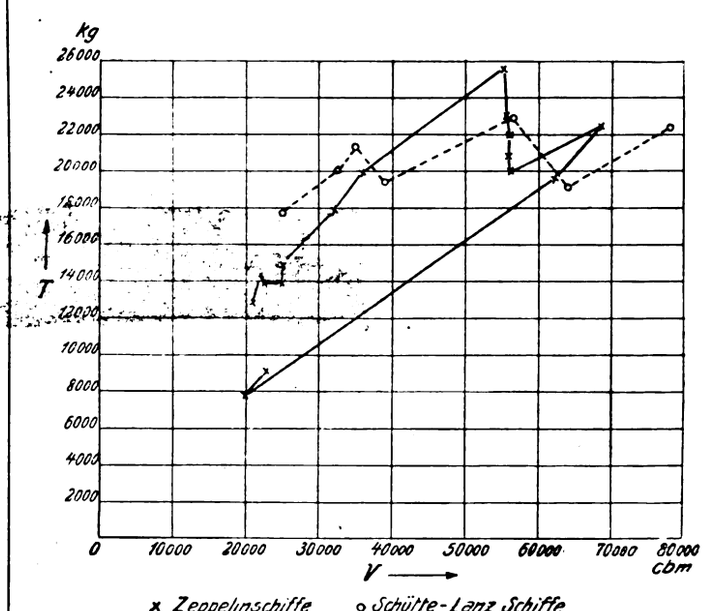


Abb. 6.

Nach ausgeführten Konstruktionen kann man mit etwa 7 kg für Behälter und Leitungen auf je 100 kg Brennstoff rechnen. Mithin $l = 0{,}07$ kg/kg Brennstofff.

Zusammenhang zwischen v und V.

Mit den gegebenen Grundlagen für die Koeffizienten kann man an die weitere Untersuchung der Gleichung (33) herantreten.

Aus der Gewichtsbilanz (29)

$$H = T + M + B + Q$$

war durch Umformung ein Ausdruck entstanden, der im wesentlichen die Schiffsgröße und Geschwindigkeit enthält; es war:

$$a\,V = k\,V^{4/5} + i\,c\,V^{4/5}\,v^3 + \frac{e\,c\,V^{4/5}\,S\,v^2}{3600} + Q.$$

Digitized by Google

Setzt man die beiden letzten Glieder der rechten Seite, die für Brennstoff und zahlende Last stehen, gleich 0, so gilt die Gleichung für ein Schiff, dessen gesamte Hubkraft allein durch Gewicht des Tragkörpers und der Maschinenanlage aufgewogen wird. Man erhält also hieraus die zu jedem Schiffsvolumen zugehörige theoretische Höchstgeschwindigkeit.

$$a\,V = k\,V^{4/3} + i\,c\,V^{3/2}\,v^3$$

$$v^3 = \frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (36)$$

$$v = \sqrt[3]{\frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (37)$$

ist die obere Geschwindigkeitsgrenze eines Luftschiffes gegebener Größe.

Dieser Wert interessiert insofern, als man wissen möchte, in welchem Bereich der möglichen Geschwindigkeiten man sich etwa bei Verkehrsunternehmen mit Schiffen gegebener Größe befindet.

Mit den Werten $a = 1{,}17$ kg/m³,
$k = 3$ kg/m$^{12/5}$,
$i = 4$ kg/PS,
$c = 3 \cdot 10^{-5}$ kgs²/m⁴
ergeben sich die Zahlen der Zahlentafel V und die Kurve der Abb. 7.

Zahlentafel V.

V	$a\,V^{1/3}$ [1]	$k\,V^{2/15}$ [2]	$a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}$	$\frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c}$ [3]	$v = \sqrt[3]{\frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c}}$ m/s
20000	31,761	10,980	20,781	173200	55,7
40000	40,014	12,323	27,691	230800	61,3
60000	45,804	13,008	32,796	273300	64,9
80000	50,414	13,517	36,897	307400	67,5
100000	54,308	13,925	40,382	336500	69,6
120000	57,710	14,267	43,443	362000	71,3
140000	60,753	14,564	46,189	384900	72,7
160000	63,519	14,825	48,694	405800	74,0
180000	66,062	15,060	51,002	425000	75,2
200000	68,423	15,273	53,150	442900	76,2
250000	73,688	15,734	57,954	483000	78,5
300000	78,325	16,121	62,204	519200	80,4

[1]) $a = 1{,}17$ kg/m³.
[2]) $k = 3$ kg/m$^{12/5}$.
[3]) $i = 4$ kg/PS; $c = 3 \cdot 10^{-5}$ kgs²/m⁴.

Wie man sieht, sind die Grenzgeschwindigkeiten etwa doppelt so hoch wie die tatsächlichen Höchstgeschwindigkeiten moderner Luftschiffe.

Geschwindigkeitsgrenze bei gegebener Schiffsgröße und Streckenlänge.

Fortschreitend auf der gegebenen Linie folgt die Frage nach der höchstmöglichen Geschwindigkeit bei gegebener Streckenlänge, d. h. also, daß das Schiff zwar imstande ist, die gewünschte Strecke zurückzulegen, daß aber für zahlende Ladung keine Hubkraft zur Verfügung steht. Dies ist der Fall bei einem Aufklärungs-Kriegsschiff. Gleichung (33) hat mit $Q = 0$ die Form

$$a\,V = k\,V^{4/3} + i\,c\,V^{3/2}\,v^3 + \frac{e\,c\,V^{3/2}\,v^2\,S}{3600}$$

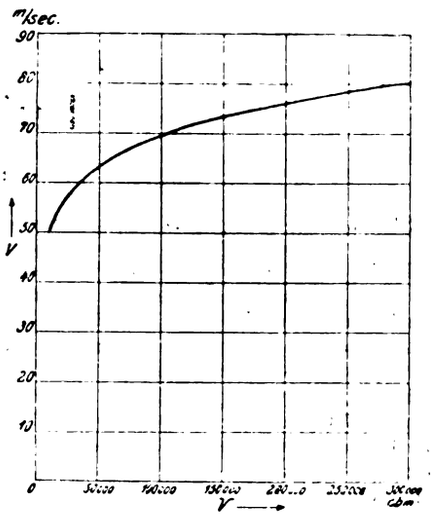


Abb. 7.

Durch Umformung erhält man

$$v^3 + \frac{e\,S\,v^2}{3600\,i} = \frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c} \quad \ldots\ldots \quad (38)$$

Die Lösung erfolgt am besten auf graphischem Wege, und zwar in folgender Weise:

Jeder der Ausdrücke hat die Dimension (m³/s³). Trägt man in einem Diagramm im Ordinatenmaßstab (m³/s³) den Ausdruck der rechten Seite als Funktion von V und die Summe der Ausdrücke der linken Seite der Gleichung als Funktion von v ein, so liegen zugehörige Werte auf der gleichen Ordinate. Am übersichtlichsten geschieht dies, indem man die Kurve der Funktion von V auf der einen Seite der Ordinatenachse und die Kurven der Funktion von v bei verschiedenen Werten von S auf der andern Seite aufzeichnet.

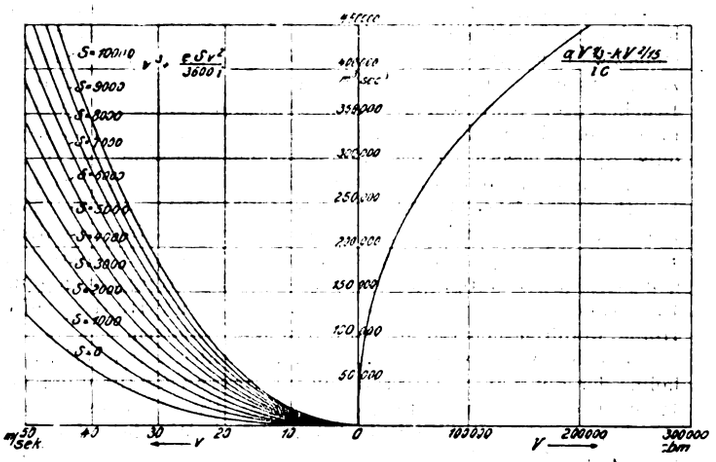


Abb. 8.

Auf diese Weise entstand Abb. 8 mit den Werten der Zahlentafel VI, wobei die Werte für $\frac{a\,V^{1/3} - k\,V^{2/15}}{i\,c}$ aus Zahlentafel V zu entnehmen sind.

Zahlentafel VI.

Werte für Gleichung 38. Bestimmung von $v^3 + \frac{e\,S\,v^2}{3600\,i}$

v	v^3	$\frac{e\,S\,v^2}{3600\,i}$ $S = 1000$	$v^3 + \frac{e\,S\,v^2}{3600\,i}$ $S = 1000$	$S = 2000$	$S = 3000$	$S = 4000$	$S = 5000$	$S = 6000$	$S = 7000$	$S = 8000$	$S = 9000$	$S = 10000$
5	125	434	559	993	1427	1861	2295	2729	3163	3597	4031	4465
10	1000	1736	2736	4472	6208	7944	9680	11416	13152	14888	16624	18360
15	3375	3906	7281	11187	15093	18999	22905	26811	30717	34623	38529	42435
20	8000	6944	14944	21889	28834	35778	42722	49667	56612	63556	70500	77445
25	15625	10851	26476	37327	48178	59029	69880	80731	91582	102433	113284	124135
30	27000	15625	42625	58250	73875	89500	105125	120750	136375	152000	167625	183250
35	42875	21268	64143	85411	106679	127947	149215	170483	191751	213019	234287	255555
40	64000	27778	91778	119556	147334	175112	202890	230668	258446	286224	314002	341780
45	91125	35157	126282	161439	196596	231753	266910	302067	337224	372381	407538	442695
50	125000	43403	168403	211806	255209	298612	342015	385418	428821	472224	515627	559030

S in [km].

(Schluß folgt.)

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [13] und laufende Nummer [01 usw.].)

Festigkeit. Knickbiegeversuch an Flugzeugholmen. Die Spannungen der Flugzeugträger werden meist für hohe Laststufen nahe der Bruchgrenze berechnet. Während des Krieges hoffte man, aus dem Vergleich dieser Rechnung mit dem Bruchversuch Anhaltspunkte für strengere Bauvorschriften zu gewinnen. Daß bei so hohen Beanspruchungen das Elastizitätsmaß noch unveränderlich angenommen und auf Grund des Hookeschen Gesetzes gerechnet werden darf, bestätigen Versuche des Staatlichen Material-Prüfungsamtes an Tragflügelholmen nach Plan von Müller-Breslau.

Zum Berechnen der Knotenmomente durchlaufender Holme nach den erweiterten Clapeyronschen Gleichungen hatte die Flugzeugmeisterei umfangreiche Tafeln von Hilfswerten ausgearbeitet; bei zweckmäßiger Wahl dieser Größen kommt man mit wenig Zahlen aus. Knoten- und Feldmomente wachsen bei zunehmender Last stärker als diese, besonders wenn die Nennerdeterminante der Dreimomentengleichungen sich der Null nähert. Daher liefert Berechnung der Momente und Spannungen für stufenweise zunehmende Last das vollständigste Bild der Bruchsicherheit. Kurve der Größtspannung abhängig vom Lastvielfachen hat für verschwindende Determinante eine Asymptote; in deren Nähe entsteht Bruchgefahr. Für diesen Grenzfall wird jedoch die Näherungsgleichung der elastischen Linie unbrauchbar (ebenso wie man zum Untersuchen der Durchbiegung in der Eulerschen Knicktheorie nach Grashof die genauere Biegungsgleichung braucht; für steife Druckstäbe kann allerdings die Knicklast nach Euler gerechnet werden). Bruchgrenze von Tragflügelholmen, die sich nach der genauen Gleichung der elastischen Linie nicht leicht berechnen läßt, ist innerhalb der Proportionalitätsgrenze für mindestens zwei Belastungsfälle (Betriebslast und möglichst hohe Laststufe) zu untersuchen. Damit erhält man einen Näherungswert für die Bruchgrenze. Statt der Nennerdeterminante kann man die Momente für einen sehr einfachen Lastfall berechnen. Knickbiegung ohne Spannungsermittlung zu untersuchen hat wenig Wert.

Bei anderweiten Holmberechnungen wurde die Änderung der Feldlänge infolge der starken Holmverbiegung wie der hohen Laststufe nicht beachtet. Sie ist besonders groß für exzentrische Knotenanschlüsse und beträgt mehrere Millimeter. Bei Berechnungen wird meist stetige gleichförmige Querbelastung angenommen. In Wirklichkeit übertragen die Flügelrippen Einzellasten auf den Holm, wodurch sich die Momente ein wenig ändern.

Bei den Versuchen wurden 24 zweifeldrige kieferne Kastenholme der Flugzeugmeisterei und der Albatros-Werke untersucht, 12 ungleicharmige und 12 gleicharmige. Die Albatrosholme bestanden aus Gurtungen mit Birken-Sperrholz-Wänden. Für Querschnitt und Trägheitsmoment wurden aus der Aufmessung Mittelwerte eingeführt. Zur Querbelastung dienten gleich große Einzellasten in Abständen von 400 mm, für die Längskraft wurde 40fache Einzellast gewählt. Auf Grund der regelmäßig verlaufenen Versuche bis zum Bruch (bei 65, 70 bzw. 75 kg Einzelquerkraft und einer Längskraft, die das 40fache dieses Wertes nicht ganz erreichte) und der Biegungsformel wurde mit Zahlentafeln und Kurven das Elastizitätsmaß bestimmt, bei dem die gegebene Durchbiegung der berechneten gleich war.

Die Ergebnisse der einzelnen Versuchsreihen stimmten in sich gut überein. Die gleicharmigen Holme konnten hierzu nicht benutzt werden, da sie trotz symmetrischen Aufbringens und gleichzeitigen Erhöhens der Lasten und trotz Vermeidens von Fehlerhebeln keine symmetrische elastische Linie ergaben. Man darf daher beim Bestimmen der Knicksicherheit die Tangente über der Mittelstütze nicht wagrecht annehmen. — *Heinrich Müller-Breslau*, Versuche mit auf Biegung und Knickung beanspruchten Flugzeugholmen; Sitzungsberichte der Preußischen Akademie der Wissenschaften, Sitzung der Physikalisch-Mathematischen Klasse vom 27. Mai, Mitteilung vom 30. März 1924, S. 166 bis 176 (11 S., 5 Skizz., 3 Zahlentaf.). *E.* 41301.

Flugzeuge. Zur Erkundung für große Truppenkörper hat man jetzt starke, zuverlässigere und leichter zu startende Flugzeuge. Aber Dämpfung der Auspuffgeräusche müßte angestrebt werden. Soll die höhere Leistung Geschwindigkeit, Steigfähigkeit oder Tragvermögen steigern?

Einen Vergleich gibt die Zahlentafel:

Bauart	Leistung PS	Höchstgeschw. km/h	Steigzeiten km	Steigzeiten in min	Flugdauer h
Salmson	270	187	2,0	7¼	2¾
			3,0	17¼	
			5,0	40¼	
Breguet (Renault)	300	179	1,5	2½	3½
			5,0	21¾	
DH 4 B (Liberty)	400	198	2,0	8½	3¼
			3,0	14¾	
			4,6	33¾	
Halberstadt (Mercedes)	180	184	1,5	9¼	2½
			3,0	24½	
			4,3	52	
Vorschlag der amerik. Fliegertruppe	400 bis 650	240	4,6	20	3

Motor muß gut verkleidet sein; denn Beobachten erfordert zeitweise Fliegen mit »kaltem« Motor, während Beobachter Meldung schreibt und abwirft oder drahtlos spricht. Geräumige Unterbringung, thermostatische Kühlerregelung und Abschließbarkeit, damit der Motor warm bleibt und sogleich anspringen kann, sind anzustreben.

Sitze und Ausschnitte sind möglichst bequem anzuordnen. Fußboden so tief, wie der Konstrukteur es vermag. Dies und dauernde Verbindung zwischen der Besatzung wurde zu wenig beachtet; beim Salmson Telephon mit gutem Erfolg benutzt. Sitzanordnung des Halberstadt vorbildlich.

Überlastbarkeit: Möglichkeit, einen dritten Mann zu befördern, ist für Ersatzbeschaffung wichtig.

Flugweite: Erkundungsflüge dauern 4 bis 6, ja 7,5 h; für eine durchschnittliche Erkundung gilt:

Flug zur Front	30 min
eigene Orientierung	2 »
Anrufen der Meldestelle	5 »
Verfolgung durch den Feind	3 »
Erreichen der Artillerie-Meldestelle	5
Beobachtung und Feuerleitung	35 »
Abschnitt aus Beobachtung	20 »
Heimflug auf Umweg, während Beobachter Bericht verfaßt	10 »
Flug zur Divisionsmeldestelle	5 »
Flug zur Truppenmeldestelle	15 »
Flug zum Hafen	10 »
Kreisen bis zur Landung und Aufwinden der Antenne	5 »
	145 min oder 2,6 h

Davon ist 1,5 h lang gekreuzt worden, wobei es auf die Strecke nicht ankommt. 720 km Flugweite bei Vollgas oder 6 bis 7 h im Sparflug erforderlich (siehe erste Zahlentafel).

Landegeschwindigkeit höchstens 97 km/h; 80 km und darunter sind zu erhoffen. Das bedeutet Sicherheit und Landemöglichkeit näher bei Befehlstellen, also raschere Berichterstattung.

Meldungen: Berichte schreiben und Skizzen anfertigen ist recht schwierig. Leichte Diktiermaschinen könnten ausführliche Meldungen bei unablässiger Erdbeobachtung ermöglichen. Sprechzylinder wären in starken Röhren abzuwerfen. Neben gewöhnlicher Erkundung und Artillerieeinschießen stellen Lichtbildaufnahmen aus der Höhe und niedrige Verbindungsflüge gegensätzliche Forderungen dar.

Schrägaufnahmen: Lichtbildkammern dürfen nicht beim MG-Schießen hindern, müssen durch den Flügel aufnehmen, aber

Digitized by Google

vom Schützenstand aus zu richten sein. Senkrechtaufnahmen: Auf eine gelöste Aufgabe kamen bisher etwa 7 Fehlstarts; meist konnte wegen Motorversager oder falscher Verspannung nicht hoch genug gestiegen werden.

Fliegen durch oder über Nebel, also nach Bodenform und Meßgeräten, ist wegen Sichtdeckung nötig. — *Harold F. Marshall*, Notes on the Design of a Corps Observation Plane; Aviation **16**, Nr. 21 vom 26. Mai 1924, S. 561 bis 563 (5 Sp., 2 Lichtb. von Erkundungsflugzeugen). *El, E.* 41302.

Meßgeräte. Zum Navigieren des LZ 126 diente der Goerzsche Grundgeschwindigkeits- und Luvwinkelmesser, der über See die Reisegeschwindigkeit gegenüber einer abgeworfenen Peilbombe und ihren Winkel mit der Kiellinie des Schiffes bestimmt; Kurs- und Geschwindigkeitssucher zum Berechnen des Steuerkurses und der Reisegeschwindigkeit, eine Scheibe mit Kreis- und Strahlennetz, auf der eine verstellbare Gleitschiene mit einem beweglichen Lineal verschiedene Winddreiecke auszuwerten gestattet. Um den Druckmesser auch an Bord zur Wettervorhersage, insbesondere zum richtigen Umfahren von Tiefs verwenden zu können, ist die Höhe außerbarometrisch zu messen durch Peil-Scheinwerfer, der aus über 1 km Höhe sichtbaren Lichtstrich auf das Wasser wirft; der Winkel zwischen Scheinwerfer und Bild kann 80 m von jenem entfernt im Laufgang gemessen werden. Man kann auch mit Entfernungsmesser, der am Ende der Führergondel eingebaut ist, Länge und gleichzeitig Neigung der Sichtlinie bestimmen.

Behm-Luftlot schießt bei Druck auf einen Knopf Knallpatrone mit Zeitzünder ab, setzt gleichzeitig die Scheibe eines Kurzzeitmessers durch stets gleiche Federkraft in Gang, schaltet deren Bremsvorrichtung zurzeit des Ursprungsknalles aus, rückt sie jedoch ein, sobald das Echo vom Boden eintrifft; das Zeitmesserrad, das eine volle Umdrehung ausführen kann, ist sogleich in Höhe geteilt. Außer drei Druckknöpfen zum Betätigen liefert ein Kontrollknopf Einstellung auf eine vom Gerät selbst hergestellte Normalzeit. 4 Schlüsselöffnungen dienen zum Einstellen der Empfindlichkeit, zum Ausschalten des Zeitrelais, falls das Echolot, wie bei Schiffen, mit Abschirmung verwendet wird, wie für die Reglerwiderstände von Anlauf und Bremse. Einzustellen ist in voller Fahrt, beim richtigen Erregungszustand der Schallempfänger.

Anschütz-Kreiselkompaß, für Luftschiffe dem Magnetkompaß hauptsächlich wegen Schleppfehlerfreiheit vorzuziehen, mit Leichtmetallgehäuse, besteht aus Dreikreisel-Mutterkompaß in Helium, der mit Kontakten und bürstenlosem Wendemotor Verteilerwalze und dadurch seine eigene Nachdrehung und den Antrieb der Tochterkompasse steuert. Diese haben »Minutenrose«, die auf 10° Kursänderung volle Umdrehung macht. — *Boykow*, Neue Mittel zur Navigierung von Luftschiffen; Luftfahrt **28**, Nr. 14 vom 20. Oktober 1924, S. 233 bis 235 (5 Sp., 5 Lichtb. des Grundgeschwindigkeitsmessers, des Luvwinkelmessers, des Kurs- und Geschwindigkeitsuchers, des Peilscheinwerfers mit Kurs- und Luvwinkelmesser, Einbau des Navigations-Entfernungsmessers in Führergondel, 1 Skizz. der rechten Umfahrung eines Tief); Das Behm-Luftlot auf dem LZ 126; Ebenda S. 235 bis 237 (3 Sp., 3 Lichtb. des Gebers und des Kurzzeitmessers); Die Kreiselkompaßanlage auf L. Z. 126; Ebenda S. 237 bis 238 (3 Sp., 3 Lichtb. des Mutterkompasses, des Tochterkompasses am Seitensteuer und elektrischer Überwachungsgeräte). *E.* 41303.

Motoren. Brennstoffverbrauch hängt von der strömungstechnischen Güte des Flugzeuges, dem Wärmewirkungsgrad des Motors, von Führung, Höhe, Geschwindigkeit und Windbedingungen ab; er ist überhaupt ein Maßstab für den Gesamtwirkungsgrad von Flugzeug, Führer und Organisation. Zurzeit ist auf der verhältnismäßig kurzen Strecke London—Paris bei 160 km/h das Brennstoffgewicht gleich der halben zahlenden Last. In dem üblichen Höhenbereich hängt der Verbrauch für die Streckeneinheit, also die Flugweite bei Windstille nur von der Geschwindigkeit, nicht von der Flughöhe ab; das folgt aus der Arbeitsgleichung.

Durch Fliegen in großer Höhe wird also Zeit, nicht Brennstoff gespart. Versuche in Martlesham ergaben Brennstoffersparnis, doch waren Meßgeräte ungenau und Vergaserregelung unvollkommen. In Zukunft soll die Zeit für das Verschwinden eines bestimmten Brennstoffvorrates gemessen werden.

1 l Brennstoffverbrauch entspricht nach Versuchen, die Besseres gaben als die Berechnung, bei Windstille etwa 8 tkm (umgerechnet aus englischen Maßen, 50000 Pfundmeilen je Gallone. Für 0,21 kg/PSh Betriebstoffverbrauch mit 75 vH Schraubenwirkungsgrad ergibt sich 1 l = 2,5 PSh = 0,7 tkm, also war dort mit etwa $^1/_{11}$ Gleitzahl gerechnet. D. Ber.). Windeinfluß ist unwesentlich, wenn der Windstaudruck sich mit der Höhe nicht ändert. Allgemein wächst die Windgeschwindigkeit mit der Höhe schneller, dann muß man gegen den Wind niedrig, mit dem Wind hoch fliegen. Bei gleichbleibender Windgeschwindigkeit umgekehrt. Das gilt nur, wenn kleinstmöglicher Brennstoffverbrauch eingeregelt wird.

Je kleiner die Geschwindigkeit, desto geringer der Verbrauch. Für wettbewerbsfähigen Luftverkehr mindestens 95 bis 100 km/h Reisegeschwindigkeit, daher Eigengeschwindigkeit in England 160 bis 180 km/h, da mit Wind von 65 bis 80 km/h zu rechnen ist.

Bei dieser Eigengeschwindigkeit ist Flugwiderstand möglichst klein zu halten. Flächenbelastung in der Mitte des Reiseweges zweckmäßig 47 kg/m². Verbrauch hängt von ihrer Änderung wenig ab.

Verbesserungen durch Flügelgleitzahl kaum zu erwarten, dagegen durch Rumpfänderungen, vor allem einziehbares Fahrgestell und Flügelflächenkühler.

Curtiss-Renn-Flugzeug: Rumpfwiderstand im Verhältnis zum Gewicht für 160 km/h nur halb so groß wie bei englischen Verkehrsflugzeugen. Rumpfwiderstand um 40 vH, also um 24 vH des Gesamtwiderstandes bei 160 km/h, herabsetzbar. Verbesserungen des Schraubenwirkungsgrades werden wenig ausmachen.

Motoren: Bei Vielzylindern ist es unmöglich, 1. allen Zylindern gleichartiges Gemisch zuzuführen, 2. mit mehr als 15 vH Luftüberschuß vollständig zu verbrennen. Luftüberschuß steigert aber thermischen Wirkungsgrad. Dagegen könnte bei gleichbleibender Luftzufuhr der Benzinzusatz verkleinert werden: 1. wenig aussichtsreich durch unmittelbares Einspritzen von Brennstoff, 2. durch Schichtbildung, so daß an der Zündkerze das Gemisch fetter ist.

Damit wären 20 vH Brennstoffersparnis möglich, außerdem 25 vH Widerstandverminderung; bei 400 km Flugstrecke mit 18 m/s Gegenwind (Paris—London) könnten 20 vH mehr geladen und 40 vH Brennstoffkosten gespart werden. — Bericht über Vortrag von *Tizard*: Fuel Economy in Flight; The Aeroplane **26**, Nr. 24 vom 11. Juni 1924, S. 498 und 500 (2½ Sp.). *E.* 41304

Motoren. Französischer 450 PS-Gnome-Rhône-Jupiter, luftgekühlter 9 Zylinder-Stern, verbesserter englischer Bristol-Jupiter mit erhöhter Leistung und Lebensdauer.

Bohrung	146	mm
Hub	190	»
Hubraum	29	l
Nennleistung bei Drehzahl 1700/min	420	PS
Höchstleistung	480	»
Einheitsbenzinverbrauch	0,23	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,018	»
Gewicht betriebsfähig	330	kg
Einheitsgewicht	0,8	kg/PS

Zylinderkopf Aluminium, trägt wirksame Kühlrippen. Vollkommener Massenausgleich durch Gegengewichte.

Dauerversuche: bei einem Motor 90 h mit 380 PS, bei einem zweiten 50 h mit 420 PS ohne Ausbesserungen vor der Abnahmebehörde. — Le moteur Gnome-Rhône-Jupiter 450 CV. à refroidissement par air; L'aérophile **32**, Nr. 15/16 vom 1./15. August 1924, S. 268 bis 269 (2 Sp., 2 Lichtb. von Motor und Einbau in Blériot-Jagddoppeldecker). *P., E.* 41305.

Motoren. Hochverdichtende Flugmotoren haben besseren theoretischen thermischen Wirkungsgrad, höheres Drehmoment und kleineren Verbrauch. Bei Betrieb mit Benzin kann das Verdichtungsverhältnis am Boden höchstens 5 sein. Andernfalls tritt, wie man bisher glaubte, Selbstentzündung infolge der Verdichtungswärme ein, nach Arbeiten von Ricardo in England, Thomas Midgeley in Amerika und des Verfassers handelt es sich um »schwingende Verbrennung«. Diese läßt sich durch kleine Zusätze vermeiden; zum Beispiel hat Midgeley ein Tausendstel Raumteil Bleitetraäthyl zugesetzt, das teuer ist; jedoch konnte das nichtknallende Benzin mit 4 Pf./l Mehrkosten hergestellt werden. Damit ließ sich das Verdichtungsverhältnis von 5 auf 9, der Verpuffungsdruck um 90 vH, der thermische Wirkungsgrad um 23 vH steigern. Obgleich der mechanische Wirkungsgrad etwas geringer wird, wächst das Drehmoment um mindestens 18 vH.

Da das Motorgewicht vom Verpuffungsdruck zum Teil gar nicht (Nockenwelle, Saugrohre usw.), zum Teil gerade (Zug- und Druckglieder), zum Teil von seiner 3. Wurzel (Biegungs- und Verdrehungsglieder) abhängt, beträgt die Gewichtsvermehrung durchschnittlich 12 vH; also wird ein 350 PS-Motor 45 kg schwerer, das Benzin für 4 h aber 56 kg leichter und M. 75 billiger, die Drehzahl 0,06 höher.

Digitized by Google

Um den Motor zu schonen, kann die Leistung am Boden, etwa durch Regeln des Vergasers abhängig von der Luftdichte, begrenzt werden. Der wesentliche Unterschied gegen das bisherige Verfahren ist aber, daß die Füllung am Boden nicht mehr beschränkt ist; heute müßte ein 350 PS-Motor bei Verdichtung 9 am Boden auf 250 PS gedrosselt werden.

Vorteile: Bei nahezu gleichem Gewicht (einschl. Brennstoff) 6 vH höhere Fluggeschwindigkeit, schonender Betrieb am Boden ohne Leistungsverminderung und sparsamer Verbrauch, der billiger ist und geringere Vorräte für den Kriegsfall bedingt.

Messungen an einem Achtzylinder-Motor von 140 mm Bohrung und 150 mm Hub mit Kolben für 5,3- und 7-fache Verdichtung mit einer Froude-Bremse und stets gleicher Drehzahl, 1830/min, ergaben entsprechend der rechnerischen Steigerung des thermischen Wirkungsgrades von 0,49 auf 0,541, also auf das 1,1-fache, eine Leistungsvermehrung von 298 auf 330 PS, also innerhalb der Fehlergrenze Übereinstimmung. Der Verpuffungsdruck war, wie vorausberechnet, um 0,4 gesteigert. Der Höchstdruck wurde durch Gegenschalten einer Kohlensäureflasche mit höherem Druck aus den Schwingungen des Druckmessers in der Verbindungsleitung gemessen. Wegen der Übereinstimmung mit der Vorausberechnung kann vom Verdichtungsverhältnis 7 auf 9 extrapoliert werden. Danach wird die Steigerung des Drehmoments fast so groß wie die des thermischen Wirkungsgrades. — Dabei wächst die Verbrennungstemperatur, aber die theoretische Mitteltemperatur des Kreisprozesses sinkt. Das ist vor allem wichtig für die Lebensdauer der Kolbenböden aus Legierungen, die bei 600° schmelzen. Blei und Legierungen mit verschiedenen Schmelzpunkten ergaben in Kolbenbodenmitte 327°, am Rande 15 bis 20° weniger, bei 5,3-facher Verdichtung; bei 7-facher merklich dasselbe. An den Ventilen sank die Temperatur schwach bei steigender Verdichtung, ebenso nahm die Wärmeabfuhr im Kühlwasser ab. Die Verdichtungszunahme ist also für die Bauteile unschädlich. Zu den Versuchen wurde Benzol verwendet, das große Verdichtung verträgt; höhere als 7-fache Verdichtungen hielt der Motor nicht aus. — *P. Dumanois*, Au sujet des moteurs d'aviation à très haute compression; Comptes rendus **178**, Nr. 26, Sitzung vom 23. Juni 1924, S. 2164 bis 2167 (3 S.); und ders., Résultats de l'expérience sur l'augmentation de la compression dans les moteurs d'aviation; ebenda Nr. 27, Sitzung vom 30. Juni 1924, S. 2236 bis 2238 (2 S.). *E.* 41306.

Motoren. 480 PS-Renault. 12 Einzelzylinder aus Stahl, 134 mm Bohrung, 180 mm Hub. Autogen geschweißte Stahlblechmäntel. V-Form. Je 2 Ansaug-, 2 Auspuffventile. Beide Zylinderreihen in dichtem Gehäuse, Kurbelwelle 7fach gelagert, Zündung durch 2 Magnete. Materialprüfung erstreckte sich auf Widerstand der Auspuffventile gegen Verbrennen. Zur Betriebsicherheit doppelte Federn für die Ventile. Getriebeteile neuartig. Zum Vermeiden weiter Kraftleitungen sind die 2 Brennstoffpumpen »A M.« (vgl. 41308) auf dem Motor angebracht, jede allein genügt zur ausreichenden Brennstoffversorgung. Zum Erleichtern des Betriebes Ölpumpe und Anlasser (etwa Viet-Schneebeli oder Letombe). Spar-vergaser mit Vorwärmung an den Saugleitungen. Ferner Schmieröl-Schleuderreinigung. 1600 Umdr./min. Einheitsgewicht 1,04 kg/PS, Gesamtgewicht 500 kg, Brennstoffverbrauch 0,225 kg/PSh, Ölverbrauch 0,015 kg/PSh. Eingebaut wurde der Motor in den Bréguet XVII C_2, in das Wasser- und in das Torpedo-Flugzeug von Farman; er ist für Levasseur, Latecoére u. a. vorgesehen. Der Bréguet XIX erreichte mit ihm 228 km/h, Nutzlast von 900 kg, Gipfelhöhe 7 km. — Le moteur d' aviation Renault 480 CV; »L'Aérophile« **32**, Nr. 9/10 vom 1./15. Mai 1924, S. 169 bis 170 (4 Sp., 2 Lichtb. des Motors). *El., E.* 41307.

Motoren. Selbstregelnde Brennstoffpumpe »A.M.« von A. Moulet, aus der eigentlichen Pumpe und dem Reglergetriebe. Jene besteht aus festem Metallgehäuse und blasebalgähnlichem Kolben. Zwischen diesem und dem Mantel bewegt sich der Brennstoff. Mantel trägt Ansaug- und Druckventil.

Der Regler besteht aus einer Kurbelstange, die mit dem elastischen Kolben fest verbunden ist und schwach reibend geführt wird. Reibung durch eine Öffnung im Balgabschluß. Diesen drückt eine Exzenterscheibe, die durch Schneckentrieb vom Motor aus gedreht wird.

Braucht der Motor weniger Brennstoff, so geht der Balg nicht ganz zurück, der Nocken läuft frei, bis der Innenraum entleert ist.

Der 400 PS-Lorraine-Dietrich von Pelletier d'Oisy hatte diese Pumpe. — Pompe auto-regulatrice »A.M.«; L' Aérophile **32**, Nr. 9/10 vom 1./15. Mai 1924, S. XVII (1½ Sp., 1 Schnittskizze). *El., E.* 41308.

Motoren. Nachkriegsflugmotoren, hauptsächlich durch Luftkühlung und Sternform gekennzeichnet, s. Zahlentafel.

Außer Bristol-Hercules, dessen Bewährung noch nicht bekannt, höchstens 50 PS je Zylinder, also bei einfachem Stern mit höchstens 9 Zylindern Leistungsgrenze 450 PS.

In Deutschland bauen luftgekühlte Sternmotoren: Haacke, Stahlwerk Mark, Siemens & Halske, ferner Hirth Zweitaktmotoren mit Doppelzylindern, U-Form von 60 bzw. 30 PS, Vorverdichtung durch Turbogebläse und Absaugen der Abgase durch hohle Luftschraube.

Vorteile durch Wasserkühlung: Geringes Gewicht bei nicht viel höherem Brennstoffverbrauch; bei 4 h Flugdauer ist nur der 160 PS-BMW vor dem 100 PS-S & H und nur während der ersten 2 h an »Einheitsgewicht« überlegen, sonst luftgekühlte Sternmotoren leichter.

In den Tropen sinkt der Temperaturunterschied zwischen Zylinder und Innenluft bei Luftkühlung um etwa 15, bei Wasserkühlung um etwa 33 vH; Kühlschwierigkeiten sind in englischen Kolonien nicht eingetreten. Kein Einfrieren bei Kälte. Günstige Einbaumöglichkeit in kurze, ohnehin gerundete Rumpfspitze. Luftwiderstand nicht höher als bei Reihenmotoren. Leicht zugänglich: Die Kasparwerke lagern Siemensmotor auf Klappspant, so daß er leicht abschwenkbar und auswechselbar ist.

Nach Überwindung der Kühlschwierigkeiten verbraucht z. B. Siemensmotor heute nur 250 g/PSh; amerikanische Versuche an großen Zylindern mit loser Stahllaufbuchse und aufgeschraubtem Leichtmetallkopf, mit armem Gemisch gaben nur 195 g/PSh. Zylinderkühlung mit Schmieröl bedingt dessen Mitverbrennen und hohen Ölverbrauch, läßt sich aber umgehen.

Verdichtung bei amerikanischen Versuchen durch wirksame Kühlrippen usw. bis 6,2 gesteigert. Leistung wächst beträchtlich mit zunehmenden Drücken und Drehzahlen. Einheitsgewichte sinken stark mit steigender Leistung, sind bei Sternform geringer als bei luftgekühlten Reihenmotoren. Die »Gewichtzahl«, das Verhältnis von Raumleistung zu Drehzahl mal Einheitsgewicht, ist ebenfalls bei Sternform besser und steigt etwa geradlinig mit der Leistung, so daß sie bei 300 PS doppelt so groß ist wie bei 100 PS. Wassergekühlte Sternmotoren haben noch geringeres Einheitsgewicht als luftgekühlte Reihenmotoren auch ohne Kühlanlage (1,2 bzw. 0,97 kg/PS bei neuzeitlichstem wassergekühltem Motor gegen 0,8 kg/PS beim gleichstarken Jupiter). — *F. Goslau*, Luftgekühlte Flugmotoren, vorgetragen im Anschluß an den Vortrag von *H. Baer* in der Hauptversammlung des VDI 1924; ZVDI **68**, Nr. 36, vom 6. September 1924, S. 921 bis 925 (9 Sp., 6 Lichtb. von Siemens-Sternmotoren, 1 Lichtb. d. schwenkbaren Einbaues, 2 vergleichende Einbauskizzen, 6 Schaulinien der Leistungs- und Gewichtverhältnisse, 3 Zahltaf.). *E.* 41309.

Segelflug. Der Hauptwert des Segelfluges ist, daß Neuerungen für Kraftflugzeuge verhältnismäßig billig, gefahrlos und planvoll erprobt werden können, wie die Flüge der Berliner »Charlotte« ohne Leitwerk am Rumpfende zeigen.

Forderungen: 1. Segelflüge müssen sich vermessen lassen, für den am besten auswertbaren Flug sollten Preise ausgesetzt werden, wobei Gleiten, Sinken und Wendigkeit zu unterscheiden wäre.

2. Bewerber sollten sich daheim sorgfältig vorbereiten und dem Technischen Ausschuß bessere Unterlagen zur Verfügung stellen

3. Unerfahrene Bewerber sollten sich bei anwesenden Fachleuten Rat holen.

4. Ausschreibung könnte mehr in Richtung »Förderung des Motorfluges durch den Segelflug« wirken. Preise dürfen nicht gerade segelfähige Motorflugzeuge ausschalten, wie bei der Forderung des Motorstartes zum Dauerflug mit 2 l Betriebstoff; wie beim Vergleich der Steighöhe mit Brennstoffvorrat, der der Zuladung verhältig ist; wie bei der Zielflugwertung, die die kleinste Widerstandsfläche bevorzugte und den Wind vernachlässigte.

Motorlose Entfernungsflüge wurden so gewertet, daß für Flugzeuge mit flacherem Gleitwinkel als 1:12 Landen höher als Startort unzweckmäßig ist, für sämtliche mit flacherem Gleitwinkel als 1:6 möglichst tiefe Landung vorteilhaft war.

Die Preise für bauliche und strömungstechnische Fortschritte sind zu vermehren. — *E. Everling*, Die Rhön 1924 und der Segelflug; Illustrierte Flugwoche **6**, Nr. 20 vom 2. Oktober 1924, S. 267 bis 268 (3 Sp.). *E.* 41310.

Strömung. Maßstabversuche, Vergleich von Flugmessungen an großen Flugzeugen mit Modellversuchen ergaben mit einer Fehlergrenze, die beim Modell für die Widerstandsbeizahl rd. 4 vH

Digitized by Google

Zahlentafel zu 41309. Luftgekühlte Sternmotoren.

Lfd. Nr.	Motor-Art	Leistung PS	Drehzahl min⁻¹	Zylinderzahl	Bohrung mm	Hub mm	Hubverhältnis	Zyl.-Raum l	Hubraum l	Raumleistung PS/l	Zyl.-leistung PS	Leistungsfaktor¹) 10^5·PS·min	Verdicht.-verhältnis	Mittlere Kolbengeschw. m/s	Gewicht kg	Einh.-Gew. kg/PS	Brennstoffverbr. g/PSh	Ölverbr. g/PSh	Mittl. Druck at	Wirtsch. Wirkungsgrad²)	Fluggew.³) kg/PS
1	**Anzani:** 10 A 4 . .	100	1450	10	105	145	1,38	1,3	12,5	8,8	11	606	4,48	5,7	179	1,79	370		5,81	25,6	3,27
2	» 6 A 2 . .	50	1450	6	90	125	1,39	0,79	4,74	10,5	8,3	724	—	6,0	78	1,56	370		6,5	—	3,04
3	» 3 A 2 . .	30	1450	3	105	120	1,14	1,0	3,0	10,0	10,0	690	—	5,8	56	1,87	370		6,2	—	3,35
4	**Armstrong:** Jaguar	320	1500	14	127	140	1,1	1,7	24 8	12,9	22,9	860	5,0	7,0	326	0,99	330	11,0	8,5	19,2	2,35
5	» Lynx .	160	1500	7	127	140	1,1	1,7	12,4	12,9	22,9	860	5,0	7,0	—	—	240	—	8,5	28,0	—
6	—	42	1500	2	127	127	1,0	1,6	3,22	13,0	21,0	870	—	6,35	61,5	1,46	—	—	7,7	—	—
7	**Bristol:** Hercules .	1000	1750/1150	18	158	190	1,2	3,76	67,6	14,8	55,5	845	—	11,0	—	—	—	—	7,6	—	—
8	» Jupiter. .	400	1550	9	146	190	1,3	3,48	31,3	13,9	44,4	825	5,0	9,8	318	0,8	292	18,0	8,26	25,8	2,04
9	» Dragonfly	345	1650	9	140	156	1,18	2,54	22,86	15,1	38,3	915	5,0	9,1	271	0,8	220	—	8,15	28,7	1,8
10	» Mercur . .	310	1800	14	111	147,6	1,3	1,41	19,75	15,7	22,2	873	—	8,85	266	0,86	—	—	8,2	—	—
11	» Wasp II .	150	1800	7	114	152	1,3	1,5	10,9	13,75	21,4	765	—	9,0	159	1,27	318	17,0	6,9	19,9	2,61
12	» Lucifer . .	100	1600	3	146	150	1,03	2,52	7,56	13,4	33,3	825	4,8	8,0	150	1,5	250	—	8,3	25,2	2,6
13	» Cherub . .	18	2500	2	85	94	1,15	0,53	1,06	17,0	9,0	681	—	7,8	38,5	2,14	265	15,0	6,1	23,8	3,26
14	**Clerget-Blin** . . .	16	2150	2	65	100	1,54	0,33	0,66	24,2	3,0	1130	—	7,17	—	—	270	—	10,1	23,4	—
15	**Haacke:** HFM 3a .	17	1700	3	74	110	1,49	0,472	1,42	12,0	5,67	334	—	6,24	40	2,36	—	—	3,0	—	—
16	» HFM 2 .	34	1320	2	120	140	1,17	1,58	3,16	10,9	17,0	826	—	6,16	67,2	1,95	(250)	(25,0)	6,7	25,2	3,24
17	» HFM 3 .	50	1350	3	120	140	1,17	1,58	4,74	10,5	16,6	777	—	6,3	90	1,8	250	20,0	7,0	25,2	2,9
18	» HFM 6 .	100	1380	6	120	140	1,17	1,58	9,48	10,5	16,65	762	—	6,45	150	1,5	(250	(20,0)	6,85	(27,4)	(2,6)
19	**Lawrence:** J 1 . .	215	1700	9	114	140	1,23	1,6	14,3	15,0	23,9	883	5,0	8,0	—	—	230	13,6	8,6	27,4	—
20	» R . . .	150	1600	9	114	133	1,17	1,36	12,2	12,3	16,7	770	5,2	7,1	182	1,22	205	16,0	6,93	30,8	2,01
21	» L 4 . .	60	1800	3	108	133,4	1,23	1,21	3,63	16,5	20,0	917	5,0	8,0	79,5	1,32	—	—	8,3	—	—
22	**Salmson:** AB 9 . .	200	1550	9	125	170	1,36	2,08	18,7	10,7	22,2	712	5,0	8,5	240	1,2	250	—	6,4	25,2	2,3
23	» AC 9 . .	100	1550	9	100	130	1,3	1,02	9,18	10,9	11,1	702	5,0	6,5	140	1,4	250	20,0	6,3	25,2	2,52
24	» AD 3 . .	12	1800	3	70	86	1,23	0,331	0,993	12,1	4,0	671	5,5	5,15	34	2,82	240	15	6,05	26,2	3,84
25	**Siemens:** Sh 6 . .	100	1500	9	100	120	1,2	0,945	8,5	11,8	11,1	790	4,7	6,0	145	1,45	250	12,0	7,1	25,2	2,59
26	» Sh 5 . .	76	1473	7	100	120	1,2	0,945	6,615	11,5	11,4	782	4,7	5,94	129	1,69	254	12,0	7,02	24,5	2,75
27	» Sh 4 . .	58	1473	5	100	120	1,2	0,945	4,73	12,4	11,6	840	4,7	5,94	104	1,77	260	12,0	7,56	24,4	2,82
28	» Superior	20	3500/1500	2	78	78	1,0	0,37	0,746	26,8	10,0	766/1790	5,0	9,1	—	—	280	—	6,9	22,6	—
29	» V. . . .	11	3200/1300	2	70	78	1.11	0,3	0,6	18,35	5,5	574/1410	4,3	8,32	—	—	300	—	5,17	21,0	—
30	**Stahlwerk Mark.** .	30	1400	3	105	120	1,14	1,04	3,12	9,62	10,0	686	4,7	5,6	70	2,33	—	—	6,17	—	—
31	» » . .	55	1400	5	105	120	1,14	1,04	5,20	10,6	11,0	758	4,7	5,6	104	1,89	—	—	6,82	—	—
32	» » . .	—	1400	9	105	120	1.14	1,04	9,36	—	—	—	4,7	5,6	—	—	—	—	—	—	—
33	**Walther**	60	1400	5	105	120	1,14	1,04	5,20	11,5	12,0	825	5,0	5,6	94	1,57	—	--	7,4	—	—
34	**Wright:** L 4 . . .	60	1300	3	107	133	1.23	1,203	3,62	16,6	20,0	923	—	8,00	72,3	1,20	226	14	—	28	2,16
35	» J 1 . . .	200	1700	9	114	139	1,22	1,45	13,10	15,3	22,2	900	—	7,9	200	1,00	226	14	—	28	1,96
	Luftgekühlte Reihenmotoren.																				
36	**Junkers:** L 1 . . .	77	1800	6	96	120	1,25	0,87	5,2	14,8	12,8	824	4,7	7,2	136	1,77	310	20,0	7,42	20,4	3,1
37	**R.A.F.:** 4d . . .	190	1800	12	100	140	1,4	1,1	13,2	14,4	15,8	800	4,7	8,27	303	1,55	242	24,5	7,49	25,7	2,1
38	» 4a . . .	160	1800	12	100	140	1,4	1,1	13,2	12,1	13,3	756	4,2	8,27	288	1,8	306	30,2	6,14	20,3	3,14
39	» 1a . . .	90	1600	8	100	140	1,4	1,1	6,6	10,2	11,25	638	4,2	7,35	212	2,36	317	25,4	5,8	19,6	3,73
40	**Renault**	100	1800	8	105	130	1,24	1,13	9,0	11,2	12,5	624	4,16	7,69	236	2,36	298	25,0	5,74	21,0	3,65
	Einzelne Versuchszylinder.																				
41	**Am. Air-Serv.** . . .	—	—	3	—	—	—	1,26	3,78	—	—	—	6,2	—	—	—	195	—	9,1	32,4	—
42	» . . .	44	1600	1	142,9	165	1,16	2,65	—	16,6	44,0	965	5,3	8,8	—	—	252	—	8,95	25,0	—
43	**Airco**	41,5	1700	1	139,7	152,4	1,1	2,34	—	17,7	41,5	1040	—	8,6	—	—	256	—	9,65	24,6	—
44	**R.A.E.:** 21 TD . .	36	1450	1	140	165	1,18	2,54	—	14,1	36,0	973	5,0	8,0	12,4*	0,34*	235	—	8,9	26,9	—
45	» 22 TW .	29	1800	1	114,3	152,5	1,33	1,55	—	18,7	29,0	1039	5,1	9,15	8,35*	0,344*	195	—	9,4	32,4	—
	Wassergekühlte Sternmotoren.																				
46	**Fiat:** A 18	300	1800	9	130	150	1,15	1,99	17,9	16,5	35,3	932	5,5	9,0	285	0,99	220	20,0	8,38	28,7	—
47	**Salmson:** CM 18 .	500	1600	18	125	170	1,36	2,08	37,4	13,4	27,8	836	—	9,06	445	(1,12)	235	20,0	7,52	26,8	—
48	» AZ 9 . .	300	1500	9	140	170	1,21	2,62	23,6	12,7	33,3	795	—	7,0	330	(1,33)	235	20,0	7,15	26,9	—
49	» CM 9 . .	260	1600	9	125	170	1,36	2,08	18,7	13,9	28,5	869	5,4	9,06	259	(1,23)	235	20,0	7,82	26,9	—

¹) Leistungsfaktor $= \frac{\text{Leistung}}{\text{Drehzahl}} \cdot 10^5$.

²) Wirtschaftlicher Wirkungsgrad $= \frac{632}{\text{Brennstoffverbrauch} \times \text{Heizwert}}$.

³) Fluggewicht für 4 h-Einheitsgewicht + 4facher Betriebsstoffverbrauch

des Kleinstwertes, für die Auftriebsbeizahl das 10fache, beim großen Flugzeug für die Widerstandsbeizahl 10 vH des ganzen Flugzeuges ohne Luftschraube betrug, daß

a) Änderungen der Flügelanordnung sich aus Modellversuchen genauer als nach Prandtls Theorie berechnen lassen.

b) Für Änderungen am Rumpf Modellversuche auffälligerweise irreführen.

c) Die Druckpunktlage bei Flügeln nach Art des RAF 15 für Festigkeitsrechnungen hinreichend genau aus dem Modell entnommen werden kann, dagegen die Leitwerke besser nach Flugbeobachtungen eingestellt werden, die ähnliche Fälle abzuschätzen gestatten.

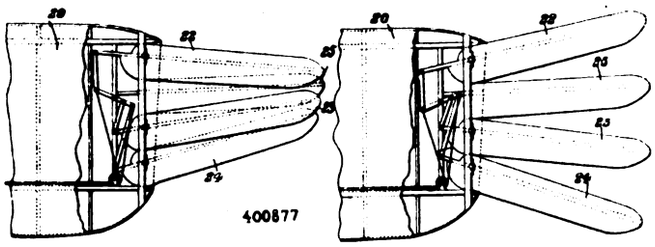
d) Auftriebe großer Flugzeuge stimmten vorzüglich mit dem Modellversuch, Widerstände waren um ziemlich gleichbleibenden Betrag verbessert, Luftkraftmomente, die durch Druck- und Zugmessung im gelenkig angeschlossenen Rumpfende ermittelt wurden, vergrößert gegenüber dem Modell. — *W. S. Farren*, The Work of the Aeronautical Research Committees Panel on Scale Effect; The Journal of the Royal Aeronautical Society **28**, Nr. 164 vom August 1924, S. 526 bis 550 (24 S., davon 6 S. Aussprache und Nachwort, 14 Schaub. des Auftriebs, Widerstandes, Momentes und der Druckverteilung). *E.* 41311.

Digitized by Google

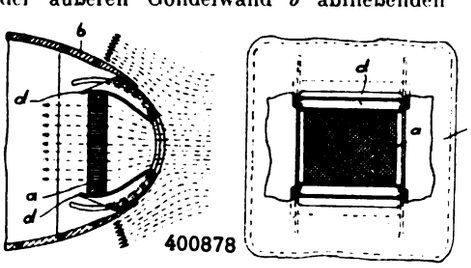
Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

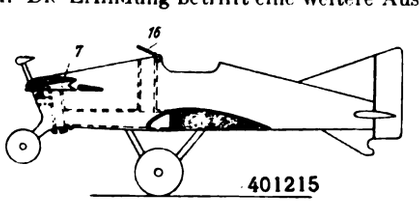
400877/77h, 5. Tragfläche für Flugzeuge u. dgl. Bristol Aeroplane Cy. Ltd., Bristol und A. P. Thurston, London. B 14. 12. 21. V 20. 8. 24. An die Tragfläche ist eine Mehrzahl von kleinen starren Flügeln 22 bis 25 derart angesetzt, daß sie hinter einander angeordnet einzeln zueinander oder als Ganzes oder gruppenweise zur Hauptfläche 20 einstellbar sind. Die Flügel sind derart drehbar, daß die Sehne der von ihnen gebildeten Fläche, wenn sie zusammengeschlossen sind, im wesentlichen parallel zur Sehne der Hauptfläche ist, während sie bei auseinandergespreizten Flügeln einen größeren Anstellwinkel besitzt als die Sehne der Hauptfläche.



400878/77h, 5. Kühlerabdeckvorrichtung. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. und P. Jaray, Friedrichshafen. B 26. 9. 22. V 20. 8. 24. Es ist bekannt, bewegliche Abdeckteile mit den feststehenden Gondelteilen eine annähernd wirbelfreie Strömung der an der äußeren Gondelwand *b* abfließenden Luft ermöglichen zu lassen; erfindungsgemäß stehen die auf einer kreisbogenähnlichen Bahn geführten Abdeckteile *d* in Verbindung mit düsenförmig gekrümmten Innenleibflächen, die in jeder Stellung eine annähernd wirbelfreie Strömung der zum Kühler *a* abfließenden Luft bewirken.



401215/77h, 5; Zus. zu 390028. Selbsttätige Einrichtung zur Erhaltung der Längsstabilität von Flugzeugen. F. W. Budig, Falkenberg-Grünau. B 21. 11. 20. V 27. 8. 24. Die Erfindung betrifft eine weitere Ausbildung des Gegenstandes des Hauptpatents insofern, als eine von Hand zu bewegende Klappe 16 den Zugang zu einer Öffnung steuert, durch die mittels entsprechender Kanäle dem Absaugeraum 7 der Stabilisierungseinrichtung Luft zugeführt wird.



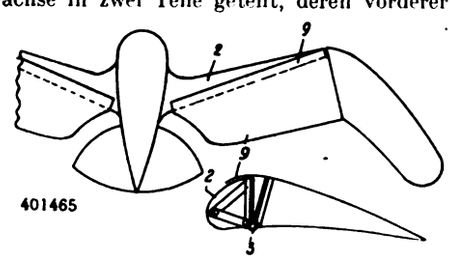
401216/77h, 5. Abfeuervorrichtung für Schußwaffen auf Flugzeugen. F. Schneider, Seegefeld. B 12. 9. 18. V 29. 8. 24. Unter Schutz steht, daß ein von der Motorwelle bewegter Teil auf ein zur Abzugsvorrichtung der Schußwaffe führendes Druckwassergestänge wirkt, dessen angetriebenes Glied außer dauernder Verbindung mit dem Antriebsteil steht.

401431/77h, 5. Fallschirmvorrichtung für Flugzeuge. J. T. Parr, Los Angeles. B 19. 9. 22. V 3. 9. 24. In bekannter Weise ist der Fallschirm in zusammengefaltetem Zustande auf der Oberfläche eines Flugzeugtragflügels untergebracht. Neu ist, daß der Mittelteil des Gewebestückes für den Fallschirm aus Rippen bestehend eine Art Gestell besitzt, das in einem flachen Rahmen auf der Oberfläche des Tragflügels untergebracht ist.

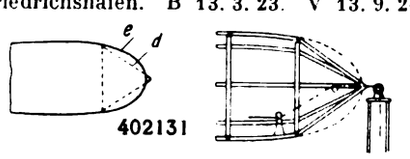
401432/77h, 5. Rettungsvorrichtung für Flugzeuge. B. G. Textilwerke G. m. b. H., Tempelhof. B 1. 1. 21. V 30. 8. 24. Unter Schutz steht, daß die mit einem Fallschirm verbundene Kabine leicht lösbar im Rumpfe des Flugzeuges befestigt ist, so daß eine wahlweise Rettung der Kabine oder des ganzen Flugzeuges ermöglicht wird. Der Fallschirm kann in einer nach oben offenen oder nur leicht verschlossenen Höhlung der Seitenruderflosse untergebracht sein.

401464/77h, 5; Zus. zu 397131. Flugzeugtragfläche. F. Wenk, Tübingen. B 24. 3. 21. V 4. 9. 24. Unter Schutz steht, daß die Tragfläche des Hauptpatents in an sich bekannter Weise um Querachsen geschwenkt oder verwunden werden kann und daß die äußeren Flächenteile mittels Verwindung oder Klappen in sich verwindbar ausgebildet sind, so daß sie zur mittelbaren Erzeugung verschiedener Drehungen oder Verwindungen der Flügelhauptteile dienen.

401465/77h, 5; Zus. zu 401464. Flugzeugtragfläche. F. Wenk, Tübingen. B 12. 11. 21. V 4. 9. 24. Hiernach wird die Tragfläche des Hauptpatents durch die Querachse in zwei Teile geteilt, deren vorderer (2) feststehend angeordnet und deren hinterer Teil (9) allein schwenkbar ist, so daß das Flügelprofil beim Schwenken des hinteren Teiles geändert wird. Die Querachse (3) liegt in der unteren Begrenzung des Tragflächenprofils etwa im Luftstaupunkt, d. h. in einem Punkt langsamster Luftströmung, wodurch bei Verstellungen der obere Profilverlauf ungestörter bleibt.



402131/77h. Luftschiff mit Buggerüst. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 13. 3. 23. V 13. 9. 24. Die Tragkörperspitze ist für die Fesselung so hergerichtet, daß im Vorderteil an das Schiffgerüst ein kegel- oder pyramidenförmiges Raumfachwerk *d* angeschlossen wird, das sich zum größten Teil innerhalb einer der günstigsten Schiffsform entsprechenden Verkleidung *e* befindet.

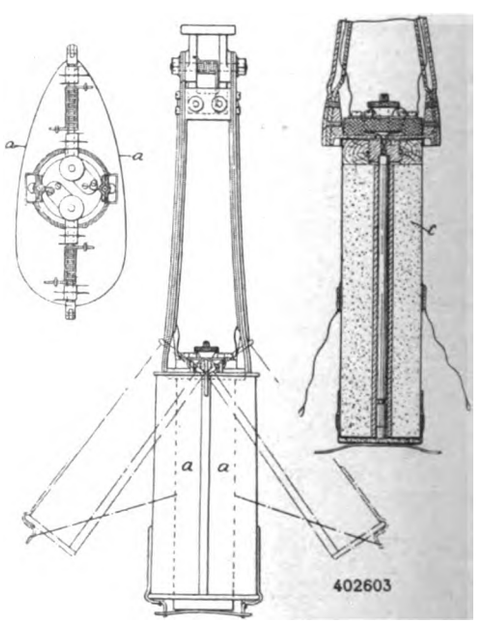


402132/77h, 6. Schraubenpropeller. G. König, Dahlem. B 12. 5. 23. V 13. 9. 24. Unter Schutz steht, daß die einzelnen Schraubenprofile einen, dem Gleitzifferminimum möglichst entsprechenden Anstellwinkel zur zugehörigen Arbeitssteigung besitzen.

402228/77h, 2. Gerippe für Starrluftschiffe. H. Spendel, Adlershof. B 25. 2. 20. V 13. 9. 24. In bekannter Weise bestehen die Querträger aus konzentrischen, starr miteinander verbundenen Ringen, die untereinander durch Längsträger verbunden sind; unterschiedlich vom Bekannten besitzen die durch radiale Druckstreben miteinander verbundenen konzentrischen Ringe einen solchen Durchmesser, daß sowohl im inneren Ring wie zwischen den Ringen die Anordnung von Gaszellen möglich ist; dabei bestehen die Längsträger aus Rohren, die zur Aufnahme von Verspannungsseilen dienen.

402602/77h2. Aufbau starrer Luftschiffgerippe aus Längsträgern, Haupt- und Zwischenringen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 9. 4. 21. V 18. 9. 24. Um das seitenweise Einbauen der zwischen den Hauptringen liegenden Zwischenringe am Hochgerüst einzuschränken, wird der Zwischenring (wie der Tragring) auf dem Hallenboden unter Verwendung einer vorübergehenden Verspannung hergestellt, so daß die Hilfsringe dann ebenso einfach wie die Hauptringe als Ganzes an die Längsträger angeschlossen werden können.

402608/77h, 9. Landungsbeleuchtung für Luftfahrzeuge. H. E. S. Holt, Farnborough (Engl.). B 1. 3. 22. V 17. 9. 24. Betr. einen am Flugzeug anzubringenden, elektrisch zu entzündenden Beleuchtungskörper, bei dem nach der Erfindung an dem Träger der Leuchtmasse (Brennmischung in einer Zinkröhre) ein aufklappbarer Schirm angebracht ist, der zunächst ein Gehäuse um die Leuchtmasse *c* bildet, bei deren Entzünden aber sich öffnet. Dieser Schirm besteht aus zwei scharnierartig miteinander verbundenen Hälften *a*, *a*, die beim Brennen der Leuchtmasse derart liegen, daß sie einen Schutzschirm nach oben und Reflektoren bilden; der Beleuchtungskörper ist für diesen Zweck mit dem Schirm durch Mittel verbunden, die beim Abbrennen der Leuchtmasse das Öffnen des Schirmes regeln.



Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Engineering Library

ZFM

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft f. Luftfahrt

Mit Beiträgen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof sowie des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin u. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

SCHRIFTLEITUNG:
Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt
vertreten durch den Geschäftsführer Hauptmann a. D. G. KRUPP
Berlin W. 35. Blumeshof 17 pt.

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e.h. Dr. **L. Prandtl**
Professor an der Universität Göttingen

Dr.-Ing. **Wilh. Hoff**
a. o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

24. Heft | **München, 27. Dezember 1924** | **15. Jahrgang**

Dieses Heft enthält das Jahresinhaltsverzeichnis 1924

Auskünfte und Prospekte durch Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. und durch die Vertretung in Berlin W 50 Kurfürstendamm 13

Digitized by Google

DR. ING. SEEHASE

BERLIN SO 33 ELSENSTR. 1

LEICHTBAU

Neukonstruktionen
für
Luft- und Motorfahrzeuge

Flugmotoren
Ersatzteile
Flugzeugzubehör

Flughof Flugzeugmaterial G. m. b. H.
Berlin-Johannisthal, Friedrichstr. 61
Fernruf: Amt Oberschönweide Nr. 409

Urteile über Vox-Empfänger:

Berlin, 5. 12. 24.

. . . Wie alles, was vom Vox-Hause kommt, ist auch der mir gelieferte Detektor-Apparat hervorragend gut. Wir haben stets reinen und lautstarken Empfang. Käthe ist selig . . . Regierungsbaurat C.

Lankwitz, 4. 12. 24.

. . . Apparat geprüft und dabei 12 verschiedene Sendestationen gut gehört, während der Berliner Sender ging . . . E. D.

Berlin, 11. 12. 24.

. . . Ich habe seinerzeit einen 5-Lampen-Empfänger von Ihnen gekauft, der in meiner Wohnung, Kurfürstendamm 74, durch Sie aufgestellt worden ist. Ich teile Ihnen hierdurch mit, daß derselbe ausgezeichnet funktioniert. Vor allen Dingen macht es Freude, gleichzeitig, wenn Berlin gibt, abwechselnd verschiedene andere Stationen mithören zu können. So ist es mir gelungen, u. a. in der Zeit, wo Berlin gab, Zürich, England, Hamburg, Leipzig, Breslau, Königswusterhausen zu hören, und zwar gelang es, England, Zürich und Breslau ziemlich einwandfrei im Lautsprecher zu bekommen . . . K. Hptm. a. D.

Burg Rieneck, 28. 11. 24.

. . . Mein Apparat funktioniert großartig; ich höre vor allem die westlichen und südlichen Stationen glänzend, aber auch Breslau, Leipzig, Paris . . . Dr. W. B.

Neustrelitz, 12 12. 24.

. . . Zu meiner großen Freude kann ich Ihnen heute mitteilen, daß ich mit dem neuen D. T. W.-Gerät RE 52 glänzende Erfahrungen gemacht habe. Ich höre sämtliche Stationen, und zwar mit Rahmen-Antenne und so lautstark, daß ich anstandslos mit Lautsprecher wiedergeben kann . . . K. D.

Unser 5-Röhren-Empfänger Type Vox 52 ist in den Clubräumen des Flugverbandshauses aufgestellt und jederzeit zu besichtigen

Vox-Maschinen-A.-G.
im Vox-Haus am Potsdamer Platz
Berlin W 9, Potsdamer Straße 4

Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

24. Heft 27. Dezember 1924 15. Jahrgang

Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe.

Von W. Bleistein.

(Schluß von Seite 263.)

Auch hier sind wieder dieselben Größen wie vorher für a, k, i und c angesetzt, und $e = 0{,}25$ kg/PSh gewählt. In dieser letzten Ziffer ist durch Erhöhung gegenüber dem früher Gesagten Rücksicht auf erforderliche Reserven genommen. Die Kurven sind errechnet für Werte von S steigend von 1000 bis 10000 km Streckenlänge.

Will man, beispielsweise, feststellen, welches die Höchstgeschwindigkeit ist, für die man ein Schiff von $V = 50000$ m³ bauen kann, das einen Aktionsradius von 5000 km haben soll, so geht man auf der Abszisse $V = 50000$ hoch bis an ihren Schnittpunkt mit der Kurve der V-Funktion, verfolgt die zugehörige Ordinate bis zum Schnittpunkt mit der Kurve der v-Funktion für $S = 5000$ km. Die zu diesem Punkt gehörende Abszisse ergibt die mögliche Höchstgeschwindigkeit zu $v \sim 41{,}7$ m/s.

Zusammenhang von Schiffsgröße, Höchstgeschwindigkeit, Streckenlänge und zahlender Last.

Die letzte Untersuchung in dieser Reihe soll die mögliche Höchstgeschwindigkeit für verschiedene Schiffsgrößen bestimmen, wenn Streckenlängen und zahlende Last gegeben sind. Gelingt dies, so hat man eine Grundlage zur Beantwortung der brennendsten Frage eines jeden Verkehrsunternehmens; und zwar deshalb, weil die Feststellung der Höchstgeschwindigkeit für eine bestimmte Schiffsgröße gleichbedeutend ist mit der Feststellung der kleinsten Schiffsgröße für eine bestimmte Geschwindigkeit. Man erhält somit Aufschlüsse, die nötig sind, um das zu investierende Kapital auf ein Minimum herabzuschrauben.

Auch die unverkürzte Gleichung

$$a V = k V^{4/3} + i c V^{2/3} v^3 + \frac{e c V^{2/3} v^2 S}{3600} + Q \quad \ldots \quad (33)$$

läßt sich am besten graphisch lösen. Formt man sie in ähnlicher Weise um, wie es vorher geschehen ist, so erhält man nunmehr:

$$v^3 + \frac{e S v^2}{3600 i} = \frac{a V^{1/3} - k V^{2/15}}{i c} - \frac{Q}{i c V^{2/3}} \quad \ldots \quad (39)$$

Abb. 8 ändert sich nur insofern, als man an Stelle der bisherigen Kurve für die V-Funktion eine Kurvenschar erhält, die durch die Größe von Q bestimmt ist.

Zahlentafel VII und Abb. 9 entstanden mit den bereits früher benutzten Werten, wobei Q zu 1000 bis 50000 kg angesetzt wurde.

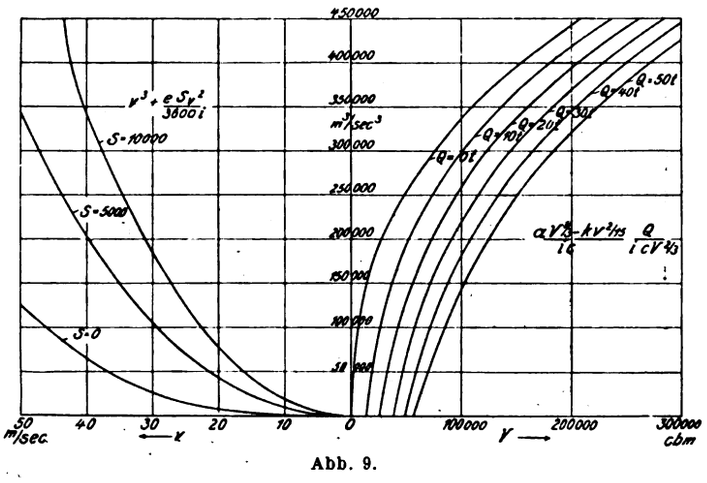


Abb. 9.

Die zusammengehörigen Werte liegen wieder auf der gleichen Ordinate und das Verfahren zur Auffindung gesuchter Größen ist das gleiche wie vorher beschrieben.

(Im übrigen genügt der Abstand zwischen der Kurve für $S = 0$ und derjenigen für einen beliebigen Wert von S als Maßstab für richtige Intra- und Extrapolation. Dasselbe gilt für Q.)

Zahlentafel VII.

V m³	$\frac{a V^{1/3} - k V^{2/15}}{i c}$	$\frac{Q}{i c V^{2/3}}$ (m³/s³) für Q = (kg)											
		1000	2000	5000	8000	10000	12000	15000	20000	25000	30000	40000	50000
20000	173175	11310	22620	56550	90480	113100	135720	169660	226200	282750	339300	452400	565500
40000	230758	7125	14250	35625	57000	71250	85500	106875	142500	178125	213750	285000	356250
60000	273300	5437	10874	27185	43496	54372	65244	81555	108740	135925	163110	217480	271850
80000	307381	4488	8975	22440	35904	44885	53856	67320	89760	112200	134640	179520	224400
100000	336517	3868	7736	19340	20944	38680	46416	58020	77360	96700	116040	154720	193400
120000	362025	3425	6850	17125	27400	34253	41100	51375	68500	85625	102750	137000	171250
140000	384908	3091	6182	15455	24728	30907	37092	46365	61820	77275	92730	123640	154550
160000	405783	2827	5654	14135	22616	28275	33924	42405	56540	70675	84810	113080	141350
180000	425017	2614	5228	13070	20912	26139	31368	39210	52280	65350	78420	104560	130700
200000	442818	2437	4874	12185	19496	24367	29244	36555	48740	60925	73110	97480	121850
250000	482950	2100	4200	10500	16800	20999	25200	31500	42000	52500	63000	84000	105000
300000	519200	1860	3720	9300	14880	18595	22320	27900	37200	46500	55800	74400	93000

V m³	$\frac{a V^{1/3} - k V^{2/15}}{i c} - \frac{Q}{i c V^{2/3}}$ (m³/s³) für Q = (kg)											
	1000	2000	5000	8000	10000	12000	15000	20000	25000	30000	40000	50000
20000	161865	150555	126625	82695	60075	37455	3525					
40000	223633	216508	195133	173758	159508	145258	123883	88258	52633	17008		
60000	267863	262426	246115	229804	218928	208056	191745	164560	137375	110190	55820	1450
80000	302893	298405	284941	271477	262496	243525	240061	217621	195181	172741	127861	82981
100000	332649	328781	317177	305573	297837	290101	278497	259157	239817	220477	181797	143117
120000	358600	355175	344900	334625	327772	320925	310650	293525	276400	259275	225025	190775
140000	381817	378726	369453	360180	354001	347816	338543	323088	307633	292178	261268	230358
160000	402956	400129	391648	383167	377508	371859	363378	349243	335108	320973	292703	264433
180000	422403	419789	411947	404105	398878	393649	385807	372737	359667	346597	320457	294317
200000	440381	437944	430633	423322	418451	413574	406263	394078	381893	369708	345338	320968
250000	480850	478750	472450	466150	461951	457750	451450	440950	430450	419950	398950	377950
300000	517340	515480	509900	504320	500605	496880	491300	482000	472706	463400	444800	426200

Digitized by Google

Zusammenhang von V und v, wenn S und Q gegeben.

In vielen Fällen sind S und Q als gegebene Größen zu betrachten, d. h. es wird Grundforderung sein, eine bestimmte Last über eine bestimmte Strecke zu befördern. Es entsteht damit die Frage nach dem Zusammenhang von V und v. Die Antwort ergibt eine Kurve, die sich aus Abb. 9 zusammenstellen läßt.

Angenommen, es soll die Kurve $V = f(v)$ für $Q = 50000$ kg und $S = 10000$ km gefunden werden. Man benutzt die zugehörigen Punkte der Kurven für $Q = 50000$ kg und $S = 10000$ km und trägt

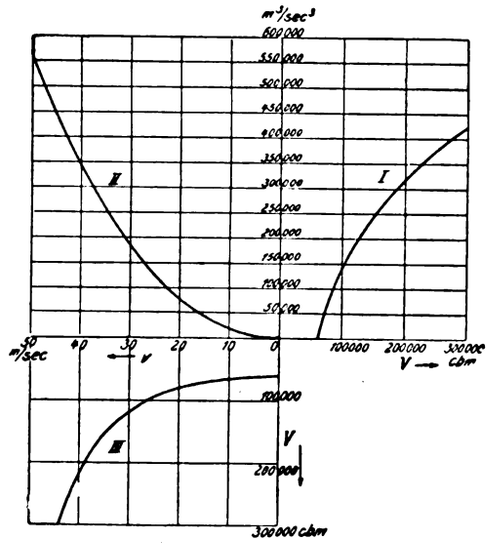


Abb. 10.

sie am besten in einem gesonderten Diagramm als $V = f(v)$ ein. In Abb. 10 sind die beiden Ursprungskurven

$$\text{I} = \frac{a\,V^{2/3} - k\,V^{2/18}}{i\,c} - \frac{Q}{i\,c\,V^{2/3}} \text{ für } Q = 50000 \text{ kg}$$

$$\text{II} = v^3 + \frac{e\,S}{3600\,i}\,v^2 \text{ für } S = 10000 \text{ km}$$

und die gesuchte Kurve

$$\text{III} = V = f(v) \text{ für } Q = 50000 \text{ kg und } S = 10000 \text{ km}$$

aufgezeichnet.

Die bisherigen Untersuchungen dienten dazu, aus den Eigenschaften des Luftschiffes heraus Grundlagen zu finden zur Beurteilung des Einflusses, den die Geschwindigkeit der Fahrzeuge auf die Rentabilität eines Luftschiffverkehrs-Unternehmens ausüben kann.

Es wurde gezeigt:

1. daß das Maximum der Transportleistung über eine Strecke von halber Länge des Aktionsradius zu erreichen ist,
2. daß sich die Aktionsradien eines Schiffes umgekehrt wie die Quadrate der Geschwindigkeiten verhalten,
3. daß es eine Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs nur gibt, wenn das Schiff sich in einer Luftströmung befindet, deren Richtung nicht mit dem Reisekurs identisch ist,
4. daß die Schiffsgröße bei geforderter Leistung von der Geschwindigkeit abhängt,
5. daß für jede Schiffsgröße eine Höchstgeschwindigkeit besteht,
6. daß unter den vier Größen V_{min}, v_{max}, S und Q jeweils drei beliebig gewählt und dadurch die vierte eindeutig bestimmt werden kann.

Im zweiten Teil der Arbeit wird versucht werden, diese Ergebnisse mit den allgemeinen Einflüssen der Geschwindigkeit in einem Verkehrsunternehmen in solcher Weise zu verbinden, daß größte Rentabilität erreicht wird.

II.

Rentabilität.

Höchste Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsunternehmens ist dadurch gekennzeichnet, daß die Differenz aus Einnahmen und Ausgaben ein Maximum ist. Man hat also stets danach zu streben, entweder die Einnahmen zu erhöhen oder die Ausgaben zu verringern oder beides gleichzeitig zu bewirken.

Die Faktoren, die die Einnahmen beeinflussen, sind nur noch in sehr geringem Grade veränderlich, wenn der Verkehrsunternehmer die Strecke festgelegt und bestimmt hat, welche zahlende Last täglich zu befördern ist. Es kann nicht Aufgabe des Ingenieurs sein, dafür zu sorgen, daß die erwartete Frequenz auch wirklich erreicht wird. Was er einzig hierzu tun kann, ist dem Unternehmer ein Fahrzeug in die Hand zu geben, das berechtigten Ansprüchen genügt. Der Fahrpreis und Frachtentarifsatz multipliziert mit der Transportarbeit QS ergibt ohne weiteres die feststehenden Jahreseinnahmen. Es ist selbstverständliche Voraussetzung für jedes rentable Unternehmen, daß die Wahl dieser Größen im voraus richtig getroffen wurde.

Anders steht es mit den Ausgaben. Hier hat die Tätigkeit des Ingenieurs einzusetzen, der unter Anpassung an die Verkehrserfordernisse ein Fahrzeug liefern soll, das die geringsten jährlichen Ausgaben verlangt.

In diesem Zusammenhang wird die Frage der höchsten Rentabilität zu einer Frage der geringsten Ausgaben.

In folgendem wird versucht zu zeigen, wie unter Berücksichtigung der Geschwindigkeit bei gegebenen Q und S das geeignete Fahrzeug gefunden werden kann.

Geschwindigkeit und Zeitgewinn.

Den Einfluß der Geschwindigkeit der Luftschiffe auf die Rentabilität eines Unternehmens in alle Einzelheiten zu verfolgen, würde zu weit führen. Es genügt die wesentlichen Punkte zu behandeln, die zu berücksichtigen sind, um ein solches Unternehmen rentabel gestalten zu können. Hierzu gehört vor allem die Wirkung der Geschwindigkeit auf den Fahrplan für den Verkehr zwischen zwei Orten und wieder als Folge davon die Wirkung auf das erforderliche Kapital.

Der Reisende, für den die Reise nicht Selbstzweck ist, wird immer möglichst hohe Geschwindigkeit wünschen. Der Unternehmer dagegen wird mit Hinblick auf hohe Betriebskosten die niedrigste Geschwindigkeit anstreben, bei der er mit ausreichender Frequenz rechnen kann. Dies führt zur Berücksichtigung der Konkurrenzunternehmungen, die etwa dem Luftschiff in Eisenbahn oder Dampfschiff erwachsen. (Das Flugzeug ist kein Konkurrent, weil sich Flugzeug und Luftschiff auf Grund ihrer besonderen Eigenschaften bei richtiger Verwertung zu ergänzen haben werden.) Dem Reisenden kommt es dabei aber in der Tat nicht auf die Geschwindigkeit selbst, sondern nur auf Zeitersparnis oder richtiger noch auf Verringerung des Zeitverlustes an. Wenn also beispielsweise auf einer Strecke von 2500 km zwischen den Orten A und B ein Zug mit 75 km/h verkehrt und unter Berücksichtigung von Aufenthalten und Umwegen 48 h braucht, so ist für den Fahrgast nicht die Stundengeschwindigkeit maßgebend, sondern allein der Zeitverlust von 48 h. Würde ihn das Luftschiff über dieselbe Strecke in der halben Zeit befördern, so würde er sich eine Zeitersparnis von 24 h herausrechnen. Aber auch dies ist noch nicht unbedingt richtig. Für den Reisenden im allgemeinen ist 1 h Zeitersparnis bei Tage erheblich wertvoller als bei Nacht. Verlassen beide Verkehrsmittel gleichzeitig abends den Ort A und kommen beide abends in B an, der Zug nach zwei Tagen, das Luftschiff nach einem Tag, so ist im wesentlichen

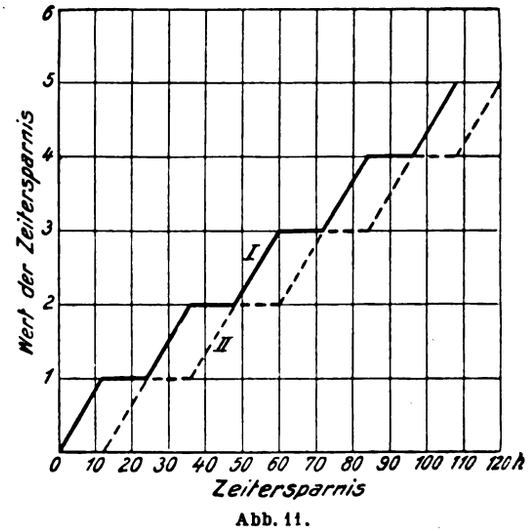


Abb. 11.

der Zeitgewinn nicht mit 24 h, sondern nur mit 12 h anzusetzen, eben nur mit der verwertbaren Tageszeit. Von wenigen Ausnahmen abgesehen, kann nur, wer weiterreisen will, und ebenfalls wieder abends ein Anschlußverkehrsmittel in B antrifft, die ersparten 24 h voll ausnutzen. Braucht das anschließende Verkehrsmittel aber wieder volle 24 h bis zum Punkt C und gibt es außer der Abend- auch noch eine Morgenverbindung, so ist wieder nichts gewonnen gegen-

Digitized by Google

über einer Reisedauer von 36 h zwischen A und B. Der Verkehrsunternehmer wird daher die fahrplanmäßige Geschwindigkeit des Luftschiffes nicht auf 2500:24 = 104 km/h sondern auf 2500:36 = 70 km/h ansetzen wollen. Weitere Abkürzung der Fahrzeit wäre in der Regel unökonomisch, weil entweder die Landung in der Nacht erfolgen müßte oder eine ungünstige Verschiebung eintreten würde, die die Abfahrt in die Tageszeit verlegt. Man würde also wieder dem Grundsatz entgegenarbeiten, daß Reisezeit bei Tage verlorene Zeit ist. Wenn hingegen die Reisedauer in der Nähe eines geraden Vielfachen von 12 h liegt, ist jede Abkürzung ein Gewinn, bis wieder ein ungerades Vielfaches von 12 h erreicht ist. (Es soll hier zunächst die für Landungsmanöver, Aus- und Einschiffen, Löschen und Laden erforderliche Zeit nicht erörtert werden. Weiter wird davon abgesehen, daß etwa eine allgemein vorherrschende Windrichtung zu berücksichtigen wäre.)

In Abb. 11 ist versucht, den Wert der Zeitersparnis zu charakterisieren. Linienzug I gibt den Wert der Zeitersparnis gegenüber einem geraden Vielfachen von 12 h, Linienzug II gegenüber einem ungeraden Vielfachen von 12 h.

Reisedauer und erforderliche Anzahl der Schiffe.

Die Verringerung der Reisegeschwindigkeit führt nicht unbegrenzt zu einer Verringerung der Ausgaben. Ist täglich eine bestimmte Last zu befördern, d. h. ist ein bestimmter Fahrplan einzuhalten, so ergibt die Reisedauer unter Berücksichtigung des Aufenthalts an den Endstationen die Anzahl der Fahrzeuge, die zur Aufrechterhaltung des Betriebes nötig sind. Da nun von der Zahl der Fahrzeuge der Umfang der Anlagen abhängt, so kann unter Umständen die Verringerung der Geschwindigkeit, d. h. Verringerung der reinen Fahrbetriebskosten, eine solche Erhöhung der Anlagekosten herbeiführen, daß die Gesamtausgaben größer statt geringer werden.

Es wird angenommen, daß in einem täglichen fahrplanmäßigen Verkehr über eine Strecke von beliebiger Länge zwischen je zwei Fahrten eines Schiffes eine Pause von 12 h liegt. Nimmt man weiter an, daß die Abfahrten nur entweder morgens oder abends erfolgen, so ergibt sich für Fahrzeiten von 12 zu 12 h steigend eine Verteilung nach Abb. 12. In a) beträgt die Reisedauer 12 h. Die

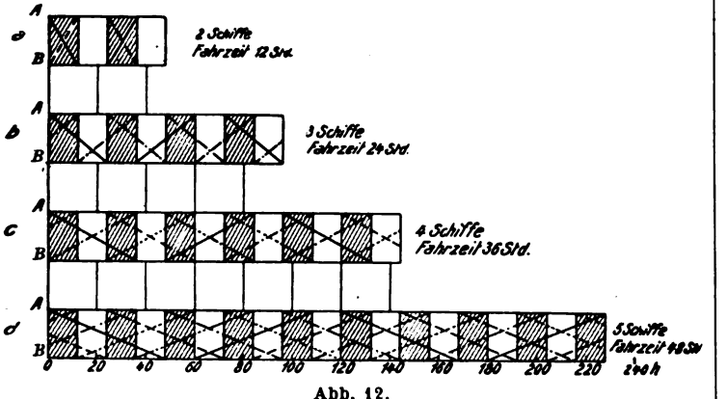


Abb. 12.

Abfahrt von A hat zur Vermeidung von Zeitverlusten im oben geschilderten Sinne, d. h. zur Ausnutzung der Nacht als Reisezeit, abends zu erfolgen. Die Rückfahrt von B beginnt wieder abends, und die zwischenliegenden Stunden werden zu Überholungsarbeiten, Löschen und Laden usw. benutzt. Ein regelmäßiger täglicher Verkehr kann in beiden Richtungen mit zwei Schiffen aufrechterhalten werden.

b) Beträgt die Fahrzeit 24 h, so wird die Abfahrt an einem Ort morgens am andern abends zu erfolgen haben, und drei Schiffe sind nötig, um einen regelmäßigen Verkehr durchzuführen.

c) Fahrzeit 36 h, Abfahrt an beiden Orten abends, vier Schiffe erforderlich.

d) Fahrzeit 48 h. Abfahrt an einem Orte abends, am andern morgens; fünf Schiffe.

Hieraus lassen sich folgende Regeln ableiten:

Ist die Reisedauer $\frac{S}{3600\,v}$ ein ungerades Vielfaches von 12 h, so hat die Abfahrt an beiden Orten abends stattzufinden.

Ist die Reisedauer ein gerades Vielfaches von 12 h, so hat die Abfahrt an einem Ort abends, am andern morgens stattzufinden.

Die erforderliche Anzahl n der Schiffe beträgt

$$n = \frac{S}{12 \cdot 3600\,v} + 1 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (40)$$

Reisedauer und Anlagekosten.

Ist ein Verkehr über eine gegebene Linie gefordert, und sind die Schiffe in ihren Eigenschaften allen Bedingungen, besonders der erwünschten Reisegeschwindigkeit angepaßt, so werden die nötigen Anlagen nicht durch die Streckenlänge, sondern durch die Reisedauer bestimmt. Aus der Reisedauer folgt die Anzahl der erforderlichen Schiffe und hieraus wieder, was an Einrichtungen an den Endstationen nötig ist. Weiter wird sich auch die Anzahl der Zwischenstationen, mögen sie fahrplanmäßig anzulaufen oder nur als Nothäfen gedacht sein, nach der Fahrtdauer nicht nach der Streckenlänge zu richten haben. Dies liegt darin begründet, daß sich alle Erwägungen in dieser Richtung auf die Zeit beziehen. Bei fahrplanmäßigen Zwischenlandungen ist der Zeitverlust in Rechnung zu stellen; bei der Einrichtung von Nothäfen geht man von der Überlegung aus, welche Zeit ein havariertes Schiff sich wird in der Luft halten können; denn für das Erreichen eines Nothafens ist nie S allein maßgebend, sondern immer der Quotient $\frac{S}{v}$, d. h. eben die Zeit t.

Alle Annahmen, die man über den Umfang der erforderlichen Anlagen machen kann, sind natürlich bis zu einem gewissen Grade willkürlich und daher anfechtbar. Man ist aber gezwungen, gewisse Grundlagen zu schaffen, um weiter vorgehen zu können.

Läßt man als Grundsatz gelten, daß ein Reserveschiff das zu ersetzende in längstens 24 h von seiner Station aus soll erreichen können, so kommt man unter Berücksichtigung von Gleichung (40) dazu, jedesmal auf 1 bis 3 verkehrende Schiffe ein Reserveschiff zu rechnen. An Hallen und Ankermasten wird man insgesamt so viel errichten müssen, wie Schiffe vorhanden sind; dabei können bei ausgedehnterem Betriebe etwa doppelt soviel Masten vorgesehen werden wie Hallen. Nimmt man weiter an, daß jede Gasanstalt etwa für drei Schiffe ausreicht, wobei die Reserveschiffe mitgerechnet sind, so ergibt sich eine Verteilung nach Zahlentafel VIII.

Zahlentafel VIII.

Fahrtdauer h	Anzahl Schiffe			Hauptstationen		Gasanstalten	Zwischenlandeplätze mit Mast
	im Dienst	Reserve	Gesamt	Hallen	Masten		
12	2	1	3	2	2	2	—
24	3	1	4	2	3	2	—
36	4	2	6	3	3	2	1
48	5	2	7	3	4	3	1
60	6	2	8	4	4	3	2
72	7	3	10	4	5	4	2
84	8	3	11	4	5	4	3
96	9	3	12	5	6	4	3
108	10	4	14	5	6	5	4
120	11	4	15	5	7	5	4

Den Einfluß der Schiffsgröße auf die Kosten der Anlagen läßt man zunächst am besten außer Ansatz. Solange das Schiffsvolumen noch nicht festgelegt ist, wird man mit Überschlagswerten rechnen, die später zu berichtigen sind. Dies erscheint um so mehr zulässig, weil man bei kleinen Anlagen von vornherein spätere Vergrößerungen ins Auge fassen wird.

Die nachstehend angeführten Kosten beruhen auf verschiedenen Veröffentlichungen, z. B. Pratt »Commercial Airships«, Scott Vorträge usw. Sie sind in nur wenige große Gruppen zusammengefaßt, da nicht beabsichtigt ist, genaue Zahlen aufzustellen (unter heutigen Verhältnissen fast eine Unmöglichkeit), sondern nur eine Berechnungsmethode zu zeigen.

Angenommene Anlagekosten:

eine Halle mit Werkstätten usw.	Doll.	1 250 000
Grund und Boden	»	250 000
Hallenstation	Doll.	1 500 000
eine Mastanlage	Doll.	150 000
Grund und Boden	»	100 000
Maststation	Doll.	250 000
eine Gasanstalt	Doll.	600 000

15 vH der Gesamtanlagekosten sind jährlich durch den Betrieb aufzubringen, und zwar für

Kapitalverzinsung	5 vH
Amortisation	7 »
Instandhaltung	2 »
Versicherung	1 »
zusammen	15 vH.

Digitized by Google

Es ergibt sich somit aus Zahlentafel VIII die Zusammenstellung der Anlagekosten Zahlentafel IX.

Zahlentafel IX.

Fahrtdauer h	Hallen Dollar	Masten Dollar	Gasanstalten Dollar	Gesamt Dollar	Jährlich 15 %. Dollar
12	3000000	500000	1200000	4700000	705000
24	3000000	750000	1200000	4950000	742500
36	4500000	1000000	1200000	6700000	1005000
48	4500000	1250000	1800000	7550000	1132500
60	6000000	1500000	1800000	9300000	1395000
72	6000000	1750000	2400000	10150000	1522500
84	6000000	2000000	2400000	10400000	1560000
96	7500000	2250000	2400000	12150000	1822500
108	7500000	2500000	3000000	13000000	1950000
120	7500000	2750000	3000000	13250000	1987500

Zu den jährlichen Kosten der reinen Anlagewerte kommt eine Reihe von jährlichen Ausgaben, die mit ihnen mehr oder weniger in innigem Zusammenhange stehen. Auch diese können nur annäherungsweise geschätzt werden; sie lassen sich am bequemsten in Prozenten der jährlichen Anlagekosten ausdrücken; nämlich:

Betriebskosten der Anlagen	50 vH
Propaganda	15 »
Bureaukosten	20 »
Zinsen des Betriebskapitals . . .	15 »
zusammen	100 vH.

D. h. also: Die in Zahlentafel IX angeführten Jahreskosten sind zu verdoppeln, um diese Ausgaben mit zu decken.

Alle diese Kosten sind unabhängig von der Streckenlänge und der Streckenleistung. Ihre einzige Beziehung kann in der Fahrtdauer gefunden werden.

Schiffsbetriebskosten.

Die durch die Schiffe selbst entstehenden Kosten zerfallen in zwei Gruppen; die erste erwächst unabhängig davon, ob und wieviel die Schiffe im Verkehr sind, die zweite wird allein bedingt durch die Länge der bei gegebener Reisegeschwindigkeit jährlich zurückgelegten Strecke.

Es war gezeigt, daß die Schiffsgröße bestimmt wird durch die verlangte zahlende Last, die Streckenlänge und die Reisegeschwindigkeit. Im innigen Zusammenhang mit der Schiffsgröße stehen die Schiffskosten und die jährlichen Aufwendungen. Man wird nicht sehr fehl gehen, wenn man zunächst allgemein den Schiffspreis proportional der Größe ansetzt; an andern Orten gemachte Rechnungen lassen diese Annahme zu; in Sonderfällen lassen sich unschwer Korrekturen einführen. Für ein Schiff von 100000 m³ Inhalt soll ein Preis von Doll. 1500000 als angemessen betrachtet werden. Nimmt man ferner an, daß die Kosten der Besatzung ebenfalls mit der Schiffsgröße gehen, so setzt sich die erste Gruppe der jährlichen Schiffskosten in Prozenten der Anschaffungssumme, wie folgt, zusammen:

Zinsen für Schiffskapital	5 vH
Amortisation	25 »
Unterhaltung	12½ »
Versicherung	7½ »
Besatzung	4 »
zusammen	54 vH.

Diese Werte sind für die weitere Rechnung auf die Größe und Anzahl der Schiffe zu beziehen.

Die reinen Fahrbetriebskosten sind abhängig vom Brennstoffverbrauch. Rechnet man den Brennstoff, Benzin und Öl zusammen zu 19 Cts./kg, setzt man weiter den Verbrauch an Wasserstoff in Kubikmeter gleich dem Gewicht des Brennstoffs und bewertet ihn unter Berücksichtigung sonstiger Verluste mit dem etwas hohen Preis von 7 Cts./kg Brennstoff, so erhält man einen Gesamtbetriebsmittelaufwand von 26 Cts./kg. (Die Fahrthöhe wird unter Umständen eine Korrektur des Gasverbrauchs nötig machen.) Die Beziehung der Fahrbetriebskosten zur Maschinenleistung und Streckenlänge bzw. Fahrtdauer ergibt sich ohne weiteres.

Die jährlichen Gesamtausgaben.

Die Gesamtausgaben setzen sich also zusammen aus den jährlichen Anlagekosten X, den jährlichen Kosten für die Schiffe und ihre Unterhaltung Y und den jährlichen Betriebsmittelkosten Z. Werden 360 Betriebstage im Jahr für den Verkehr in beiden Richtungen gerechnet, so ergibt sich eine Gesamtstrecke von $2 \times 360\,S = 720\,S$. Die Transportleistung bei der gesuchten Geschwindigkeit v wird hiernach $720\,QS$.

Trägt man aus Zahlentafel IX die jährlichen Anlagekosten $X = f\left(\frac{S}{3600\,v}\right)$ in einem Schaubild (Abb. 13) ein, so findet man einen nahezu geradlinigen Charakter des Linienzuges. Es ist zu beachten,

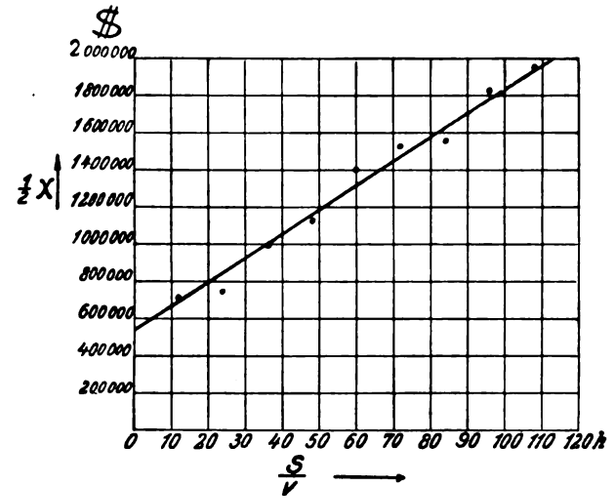


Abb. 13.

daß die Werte für die Anlagekosten wie oben erläutert zu verdoppeln sind. X läßt sich somit ersetzen durch

$$X = 2\,\omega_1 \frac{S}{3600\,v} + 2\,\Omega_1 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (41)$$

Mit den Werten aus Abb. 13 ergibt sich

$$\omega_1 = 13070$$

und

$$\Omega_1 = 540000$$

somit

$$X = \frac{26140}{3600} \cdot \frac{S}{v} + 1080000 \quad \ldots\ldots \quad (42)$$

Die jährlichen Kosten für ein Schiff waren zu 54 vH des Schiffspreises ermittelt. Es war weiter gesagt, daß man auf je drei Schiffe ein Reserveschiff zu rechnen hat. Für die Reserveschiffe erwachsen die gleichen jährlichen Kosten wie für die im Dienst stehenden, da auch für die Besatzungen Reserve vorhanden sein muß. Die Jahreskosten sind demgemäß um ⅓ zu erhöhen, so daß sie mit 72 vH des Preises eines Schiffes in Rechnung zu setzen sind; sie betragen also für ein Schiff

$$0{,}72\,\omega_2 \cdot V \text{ Doll.}$$

oder mit $\omega_2 = 15$ Doll./m³ auf Grund früherer Annahme

$$10{,}8\,V \text{ Doll.}$$

Da aber im ganzen nach Gleichung (40) $n = \frac{S}{12 \cdot 3600\,v} + 1$ Schiffe erforderlich sind, so betragen die Schiffskosten

$$Y = 10{,}8\,V\left(\frac{S}{12 \cdot 3600\,v} + 1\right) \quad \ldots\ldots \quad (43)$$

Die jährlichen Betriebsmittelkosten schließlich betragen

$$Z = \omega_3 B_j \text{ oder mit } \omega_3 = 0{,}26 \text{ Doll./kg}$$
$$Z = 0{,}26\,B_j.$$

Werden die Betriebsmittel für die einzelne Fahrt wie früher mit B bezeichnet, so ist

$$Z = 0{,}26 \cdot 720\,B \text{ Doll.}$$

oder, da nach Gleichung (31)

$$B = \frac{e\,c\,V^{2/3}\,S\,v^3}{3600},$$

so wird

$$Z = \frac{0{,}26 \cdot 720 \cdot e\,c\,V^{2/3}\,S\,v^3}{3600} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (44)$$

(An dieser Stelle müßte logisch nicht der Faktor e sondern b benutzt werden — s. hierzu Definition —; es ist jedoch bequemer e beizubehalten, weil in der weiteren Rechnung der gleiche Ausdruck wieder erscheint. Man hätte daraufhin den Betriebsmittel-Grundpreis von 0,26 Doll./kg im Verhältnis $\frac{b}{e}$ zu verringern. Behält man je-

Digitized by Google

doch den höheren Wert bei, so kann man dadurch die Verluste für Probeläufe, Leerlauf, Wind usw. berücksichtigen.)

Die jährlichen Ausgaben in allgemeiner Form ergeben sich also zu

$$\Phi = X + Y + Z \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (45)$$

$$\Phi = \frac{2\,\omega_1 S}{3600\,v} + 2\,\Omega_1 + \omega_3\omega_4 V\left(\frac{S}{12\cdot 3600\,v}+1\right) + \frac{\omega_3\,\omega_5\,e\,c\,V^{5/3}\,S\,v^2}{3600} \quad (46)$$

oder mit den benutzten Zahlenwerten, wobei wie früher $e = 2{,}5\cdot 10^{-1}$ und $c = 3\cdot 10^{-5}$

$$\Phi = \frac{26140}{3600}\,\frac{S}{v} + 1080000 + 10{,}8\,V\left(\frac{S}{12\cdot 3600\,v}+1\right) + \frac{0{,}26\cdot 720\cdot 2{,}5\cdot 3\,V^{5/3}\,S}{3600\cdot 10^6}.$$

Die ökonomische Geschwindigkeit.

Gelingt es die Geschwindigkeit so zu wählen, daß dadurch die Ausgaben zu einem Minimum werden, so ist die ökonomische Geschwindigkeit für das Unternehmen gefunden. Sie hat wesentlich höhere Bedeutung als die Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs, die in einem früheren Abschnitt behandelt wurde; denn sie ist von grundlegender Wichtigkeit, während die Geschwindigkeit kleinsten Brennstoffverbrauchs nur für die einzelne Fahrt und auch dann nur bedingt in Frage kommen kann.

Im weiteren Vorgehen wird zunächst $\frac{d\Phi}{dv} = 0$ gebildet:

$$\frac{d\Phi}{dv} = -\frac{26140}{3600\,v^2} - \frac{10{,}8\,V}{12\cdot 3600\,v^2} + \frac{0{,}26\cdot 720\cdot 2{,}5\cdot 3\cdot 2\,V^{5/3}\,v}{3600\cdot 10^6} = 0$$

hieraus:

$$v^3 = 10^6\cdot\frac{26140 + 2{,}9\,V}{2808\,V^{5/3}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (48)$$

Diese Gleichung enthält die Bedingung für ein Minimum, da $f''(v) > 0$; man findet aus ihr zusammengehörige Werte von v und V. Eine Reihe solcher Werte ist errechnet und in Zahlentafel X

Zahlentafel X.

V m³	26140 + 0,9 V	$V^{5/3}$	v^3	v (m/s)
10000	35140	464	26960	29,99
20000	44140	737	21330	27,73
40000	62140	1169	18930	26,65
60000	80140	1533	18620	26,50
80000	98140	1856	19010	26,60
100000	116140	2154	19200	26,78
120000	134140	2433	19630	26,98
140000	152140	2696	20100	27,19
160000	170140	2947	20560	27,40
180000	188140	3189	21010	27,59
200000	206140	3420	21460	27,79
250000	251140	3968	22540	28,25
300000	296140	4481	23540	28,66

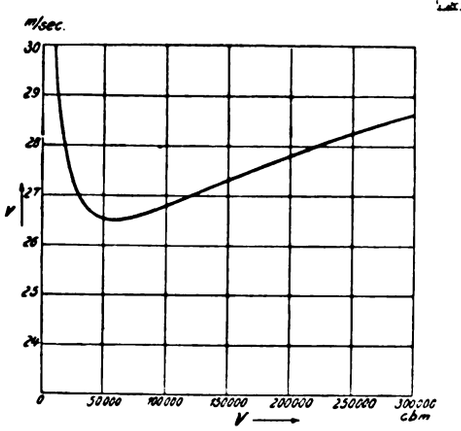


Abb. 14.

zusammengestellt. Hiernach wurde die Kurve der Bestimmungsgleichung

$$v = 10^2\sqrt[3]{\frac{26140 + 0{,}9\,V}{2808\,V^{5/3}}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (49)$$

in Abb. 14 aufgezeichnet.

Die zweite Bestimmungsgleichung, die für v und V zur Verfügung steht, ist die unter Nr. (33) ermittelte

$$a\,V = k\,V^{4/3} + i\,c\,V^{5/3}\,v^2 + \frac{e\,c\,V^{5/3}\,S\,v^2}{3600} + Q.$$

Es war von der Voraussetzung Ausgang genommen, daß Q und S gegebene Größen sind; infolgedessen stellt die entsprechende Kurve III nach Abb. 10 den zweiten Ort für v und V dar. Bringt man diese Kurve und die der Abb. 14 auf den gleichen Maßstab, so schneiden sie sich in einem Punkte, der folgende Bedingungen erfüllen muß (s. Abb. 15):

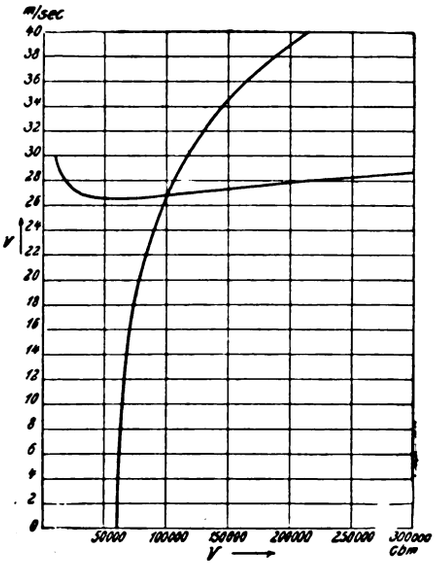


Abb. 15.

1. die Werte von v und V sind so koordiniert, daß bei gegebenen Q und S die Schiffsgröße ein Minimum für die verlangte Geschwindigkeit wird [Gleichung (33)],
2. die Ausgaben des gesamten Unternehmens werden bei der Geschwindigkeit v ein Minimum [Gleichung (49)].

Hiermit ist also das gesuchte Optimum, die ökonomische Geschwindigkeit für das Unternehmen, gefunden.

Wenn es nun gelungen ist, eine Methode zu entwickeln, mit deren Hilfe sich ermitteln läßt, welche Reisegeschwindigkeit der Luftschiffe für ein Verkehrsmittel ökonomisch ist, so wäre damit noch nicht gesagt, daß sich die errechnete Geschwindigkeit auch wirklich erreichen oder auch nur verwerten läßt. Sie könnte so hoch oder so tief liegen, daß sie für den Verkehr nicht in Frage kommt, es wäre ferner denkbar, daß bereits kleine Änderungen von V sehr große Veränderungen von v bewirken. In beiden Fällen könnte man der ökonomischen Geschwindigkeit nur theoretische Bedeutung beimessen.

Tatsächlich besteht auch im ersten Teil der Kurve (Abb. 14) bis zu einem Schiffsvolumen von etwa 20000 m³ eine so starke Veränderlichkeit, daß es schwer sein würde, Volumen und Geschwindigkeit gerade auf den günstigsten Wert abzustimmen. Dieser Kurvenast ist aber für die praktische Luftschiffahrt völlig unerheblich. Da man heute ziemlich allgemein Schiffe unter 75000 m³ als ungenügend für wirkliche Verkehrsleistungen ansieht, so sind auch nur die Volumina von wenigstens 75000 m³ an aufwärts bis hinauf zu etwa 250000 m³ von Interesse. In diesem Kurvenbereich findet sich nicht nur ein fast geradliniger, sehr allmähliger Anstieg der Geschwindigkeit sondern auch ein mittlerer Wert, der allen sonstigen Rücksichten eines Verkehrsunternehmens außerordentlich gut entspricht. Mit 26,6 bis 28,25 m/s, d. h. im Mittel rd. 27,5 m/s liegt die ökonomische Geschwindigkeit gerade eben hoch genug, um das Luftschiff zum erfolgreichen Werkzeug des Schnellverkehrs zu machen, sie liegt auf der anderen Seite keinesfalls so hoch, daß Schwierigkeiten entstehen könnten, sie zu erreichen. Weiter bewirken Abweichungen von dem errechneten Volumen, die etwa aus anderen Gründen erwünscht sein könnten, nur so geringe Änderungen der ökonomischen Geschwindigkeit, daß sie praktisch nicht ins Gewicht fallen.

Hiermit wird das Ergebnis wirklich wertvoll; denn es zeigt sich als praktisch brauchbar.

Einige Betrachtungen über die gemachten Annahmen.

Im Verlauf der Entwicklung der Berechnungsmethode war eine große Reihe von Annahmen erforderlich, es dürfte daher zweckmäßig

Digitized by Google

sein, zu erörtern, welche Einwirkungen etwa falsche Annahmen auf das Ergebnis haben könnten; es sind auch einige Faktoren nachträglich zu berücksichtigen, über die stillschweigende Annahmen gemacht wurden.

Kosten: Ändern sich sämtliche Kosten gleichmäßig, d. h. beispielsweise, verdoppeln sich alle Grundpreise, so bleibt das Ergebnis unverändert. Erhöhen sich die Anlagekosten, so wächst die ökonomische Geschwindigkeit mit der dritten Wurzel des Änderungsfaktors. Das Umgekehrte tritt ein, wenn die Grundpreise für die Betriebsmittel steigen.

Zahlende Last, Streckenlänge, Totgewicht, Maschineneinheitsgewicht, Reserven: Erhöhen sich diese Faktoren, so wächst das Schiffsvolumen und somit auch die ökonomische Geschwindigkeit.

Spezifischer Brennstoffverbrauch: Wächst der spezifische Brennstoffverbrauch, so wächst einerseits das Volumen nach Gleichung (33), anderseits verringert sich v infolge Gleichung (49), die in dem Faktor 2808 den spezifischen Brennstoffverbrauch berücksichtigt. Die Wirkungen der Änderungen heben sich also zum mindesten teilweise auf.

Wind: Im zweiten Teil dieser Arbeit ist die stillschweigende Voraussetzung gemacht worden, daß die Reisegeschwindigkeit gleich der Eigengeschwindigkeit, also $w = 0$ ist. Das trifft naturgemäß niemals zu. Der Einfluß des Windes wird im Durchschnitt eine höhere Eigengeschwindigkeit als Reisegeschwindigkeit fordern. Die Folge davon ist eine Erhöhung des Brennstoffverbrauchs. Gerade mit Rücksicht auf das vorher Gesagte ist es deshalb am zweckmäßigsten, der Wirkung des Windes durch entsprechende Bewertung von e Rechnung zu tragen. Geschieht dies, so tritt in Gleichung (46) an Stelle von v die Reisegeschwindigkeit u, und Gleichung (49) ergibt dann den Wert von u, der die Ausgaben zu einem Minimum macht.

Reisegeschwindigkeit: Etwa gewünschte Veränderung der Reisegeschwindigkeit kann durch Änderung der Aufenthaltsdauer bis zu einem gewissen Grade ausgeglichen werden.

Fahrplan: Völlige grundlegende Änderung des Fahrplans verlangt zunächst Bestimmung der erforderlichen Anzahl von Schiffen.

Zeitverlust bei der Landung: wird bei langen Strecken ohne Einfluß auf die zweckmäßige Reisegeschwindigkeit sein, bei kurzen Strecken durch Erhöhung der Reisegeschwindigkeit berücksichtigt werden müssen.

Niedriger Barometerstand, Überquerung von Höhenzügen: wird durch Veränderung von a oder durch Einführen besonderer Faktoren ausgedrückt. Hierdurch vergrößert sich V und mithin auch v.

Beispiel.

An Hand einer bestimmten Aufgabe soll die Anwendung der bisherigen Ergebnisse gezeigt werden.

Aufgabe.

Es soll ein Luftschiffverkehr über eine Entfernung von 4000 km zwischen den Orten A und B eingerichtet werden. Es wird verlangt, daß täglich in jeder Richtung 50 Passagiere zu befördern sind, die in sehr bequemen Kabinen untergebracht werden sollen. Als Kabinengewicht sind je Passagier 320 kg und für die Passagiere selbst je 80 kg zugestanden. An Proviant für Passagiere und Besatzung sind 2,5 t, für Fracht 25 t und für Staueinrichtung 10 vH der Fracht zu rechnen.

Lösung.

Die gesamte zahlende Last beträgt:

50 Passagiere je 80 kg	4000 kg
50 × Kabinengewicht je 320 kg . .	16000 »
25 t Fracht	25000 »
10 vH Stauraum	2500 »
Proviant	2500 »
zusammen	50000 kg.

In Abb. 16 werden die beiden Kurven der Gleichung (33) für $Q = 50$ t und $S = 4000$ km aufgetragen und aus den zusammengehörigen Werten die Kurve $v = f(V)$ gebildet. Mit dieser wird die im gleichen Maßstab gezeichnete Kurve $u = f_1(V)$ nach Gleichung (49) zum Schnitt gebracht. Der Schnittpunkt ergibt:

Reisegeschwindigkeit	26,5 m/s
Schiffsvolumen	75000 m³.

Die Reisegeschwindigkeit wird mit Rücksicht auf das über den Fahrplan Gesagte auf 27,5 m/s erhöht, so daß die Reisedauer rund 40 h beträgt.

Um nun zu zeigen, wie die in der Praxis noch weiter auftretenden Faktoren mitberücksichtigt werden können, sollen die folgenden Bedingungen gestellt sein:

Durchschnittlicher Wind 8 m/s unter 20° gegen Richtung A—B.

Maximale Windstärke auf der Strecke 28 m/s.

Durchschnittlicher Barometerstand bei A 750 mm, bei B 760 mm.

Durchschnittliche Temperatur bei A 10°, bei B 15°; 1000 km entfernt von A ist ein Gebirgszug zu überqueren, der eine Fahrthöhe von 2000 m erfordert.

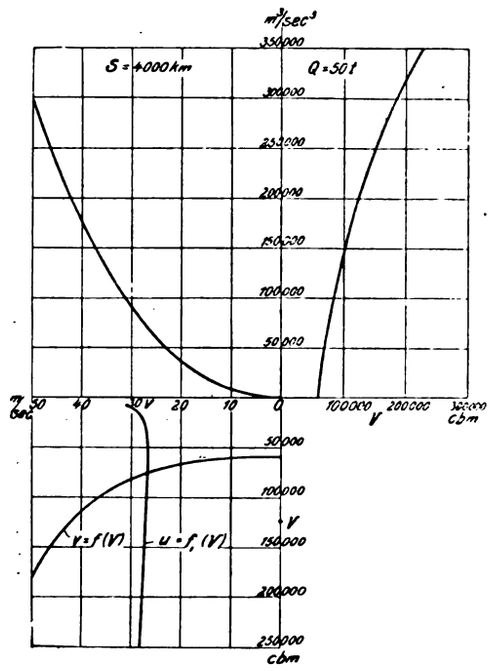


Abb. 16.

Lösung: Mit Rücksicht auf die maximale Windstärke soll das Schiff eine Höchstgeschwindigkeit erhalten von $v_1 = 36$ m/s. Der durchschnittliche Wind von 8 m/s unter 20° erfordert für die Reisegeschwindigkeit von 27,5 m/s eine Eigengeschwindigkeit aus

$$v = \sqrt{u^2 + w^2 \pm 2\,u\,w\cos 20^0}$$

zu $v_2 = 35{,}1$ m/s

und $v_3 = 20{,}2$ m/s.

Der Auftriebskoeffizient beträgt

bei A $\quad a_A = 1{,}17 \cdot \frac{750}{760} \cdot \frac{273}{283} = 1{,}11$

bei B $\quad a_B = 1{,}17 \cdot \frac{273}{288} = 1{,}12.$

Der kleinere Wert ist in Rechnung zu ziehen.

Die Berücksichtigung der Fahrthöhe kann entweder unter Benutzung der logarithmischen Höhenformel oder genau genug durch Ansatz von je 1 vH Hubkraftänderung für 80 m Höhenunterschied erfolgen. 2000 m Höhendifferenz entsprechen also einer Hubkraftänderung von 25 vH. Diese wird aufgebracht durch den über die Strecke von 2000 km verbrauchten Brennstoff, wobei die geringste Eigengeschwindigkeit anzunehmen ist, d. h. $v_3 = 20{,}2$ m/s, ferner durch dynamische Hubkraft, die man erfahrungsgemäß zu $0{,}05\,a\,V$ kg annehmen kann (sie beträgt im Maximum etwa $0{,}1\,a\,V$ kg; die Erzwingung dieses Wertes vermindert aber die horizontale Eigengeschwindigkeit so stark, daß man ihn nur im Notfall ausnutzt) und schließlich durch zusätzlichen Ballast R. Man erhält:

$$R = \frac{h \cdot 0{,}01\,a\,V}{80} - \frac{b\,c\,V^{2/3}\,S_x\,v^3}{3600} - 0{,}05\,a\,V,$$

worin h die Fahrthöhe und S_x die Strecke bedeutet, bis zu der die Höhe h erreicht werden muß.

Reservebetriebsmittel können noch durch Erhöhung des Wertes e berücksichtigt werden. e wird demzufolge auf $e_1 = 0{,}275$ gebracht und auf die höhere Eigengeschwindigkeit $v_2 = 35{,}1$ bezogen.

Gleichung (33) erhält nun die Form:

$$a_A\,V = k\,V^{2/3} + i\,c\,V^{2/3}\,v_1^3 + \frac{e_1\,c\,V^{2/3}\,S\,v_2^3}{3600} + Q + 0{,}25\,a_A\,V$$
$$- \frac{1000}{4000}\,\frac{b\,c\,V^{2/3}\,S\,v_3^2}{3600} - 0{,}05\,a_A\,V.$$

Digitized by Google

Die letzten drei Glieder entsprechen dem zusätzlichen Ballast. Man hat nun darauf zu achten, daß der Wert

$$0{,}25\, a_A\, V - \frac{b\, c\, v^{3/4}\, S\, v_3^2}{4 \cdot 3600} - 0{,}05\, a_A\, V$$

nur so lange eingesetzt werden darf, wie er positiv ist. Sobald er negativ wird, sind diese drei Glieder fortzulassen, weil sonst bedingt würde, daß das Schiff auch schon von der Erde aus dynamisch aufsteigt. Es ist ferner nötig, damit später die dynamische Hubkraft statisch ausgeglichen werden kann, daß

$$0{,}05\, a_A\, V < \frac{b\, e\, V^{3/4}\, v_3^2}{3600} \cdot (S - S_x).$$

Im vorliegenden Falle bleiben die Glieder bestehen und die Gleichung wird daher zusammengefaßt zu:

$$0{,}8\, a_A\, V = k\, V^{4/3} + i\, c\, V^{3/4}\, v_1^3 + \frac{c\, V^{3/4}\, S}{3600}\left(e_1 v_2^2 - \frac{b}{4} v_3^2\right) + Q$$

oder mit den angenommenen Zahlenwerten:

$$0{,}8 \cdot 1{,}11\, V = 3\, V^{4/3} + 4 \cdot 3 \cdot 10^{-5} \cdot 36^3\, V^{3/4} + \frac{3 \cdot 10^{-5} \cdot 4 \cdot 10^6\, V^{3/4}}{3600}\left(0{,}275 \cdot 35{,}1^2 - \frac{0{,}2 \cdot 20{,}2^2}{4}\right) + 50000$$

$$0{,}888\, V - 3\, V^{4/3} - 16{,}2\, V^{3/4} = 50000.$$

Hieraus ergibt sich:

$$V = 158000\ \text{m}^3.$$

Die nachträglich gestellten Bedingungen wurden absichtlich so gewählt, daß ein recht großer Unterschied gegenüber dem zuerst gefundenen Schiffsvolumen entstand, und zwar dies, um zu zeigen, daß der Einfluß auf die ökonomische Geschwindigkeit nur gering ist. Aus Abb. 16 wird die ökonomische Reisegeschwindigkeit ermittelt zu $u = 27{,}5$ m/s, d. h. ebenso groß, wie sie ursprünglich mit Rücksicht auf den Fahrplan gewählt war.

Aus der fahrplanmäßigen Geschwindigkeit von 27,5 m/s ergibt sich für die Strecke von 4000 km eine Reisedauer von rd. 40 h. Begnügt man sich mit einer Aufenthaltsdauer von 8 h an den Endstationen, so erhält man eine Fahrplanverteilung entsprechend Abb. 12c. Es sind also 4 Schiffe in ständigem Dienst nötig, zu denen 2 Reserveschiffe kommen.

Die Kostenrechnung bietet auf Grund der vorausgegangenen Aufstellungen folgendes Bild:

Aufzuwendendes Kapital:

3 Hallen (1500000)	Doll.	4500000
3 Masten (250000)	»	750000
2 Gasanstalten (600000)	»	1200000
6 Schiffe je Doll. 15 × 160000	»	14400000
Betriebskapital rund	»	3000000
zusammen	Doll.	23850000

Die jährlichen Ausgaben betragen:

2 × 15 vH der Anlagewerte	Doll.	1935000
54 vH der Schiffspreise	»	7776000
Betriebsmittel	»	3140000
Gasverbrauch wegen Höhe	»	1372000
Gesamtjahreskosten	Doll.	14223000

[Die Betriebsmittelkosten errechnen sich aus

$$\frac{0{,}26 \cdot 360 \cdot b \cdot c\, V^{3/4}\, S\,(v_2^2 + v_3^2)}{3600}$$

und die Kosten für den Gasverbrauch infolge der Höhe aus

$$0{,}07\left(720 \cdot 0{,}25\, a_A\, V - \frac{360\, b\, c\, V^{3/4}\, S\,(v_2^2 + v_3^2)}{3600}\right).]$$

Die Summe von Doll. 14223000 stellt den Mindestbetrag der Jahresausgaben dar, mit denen der Verkehr unter den angegebenen Bedingungen zu betreiben ist.

Die Einnahmen, durch die die Ausgaben zu decken sind, setzen sich in folgender Weise zusammen:

Es werden auf jeder Fahrt befördert:

50 Passagiere mit einem Beförderungsgewicht einschl. Kabine von 50 × 400	20000 kg
Fracht einschl. Gewicht des Stauraumes	27500 »
Proviant	2500 »

Als Verteilungsschlüssel für das Proviantgewicht kann man $^4/_5$ für Passagiere und $^1/_5$ auf die Fracht annehmen, indem man je die Hälfte des für die Besatzung zu veranschlagenden Proviantgewichts von $^2/_5$ des ganzen auf die beiden zahlenden Kategorien gleichmäßig verteilt. Es ergibt sich dann als Tarifgewicht

50 Passagiere . . 22000 kg, je Passagier 440 kg,
25000 kg Fracht . . 28000 kg, je 1 kg Fracht 1,12 kg.

Im ganzen werden jährlich befördert
50000 kg × 720 = 36000000 kg.

Der Streckenpreis beträgt somit

14223000 : 36000000	∼ 0,40	Doll./kg
d. h. für den Passagier	176	Doll.
für 1 kg Fracht	0,448	Doll.

oder bezogen auf 1 km

für den Personen-km	0,044	Doll.
für den Fracht-km	0,000112	Doll./kg.

Was über diese Beträge hinaus erzielt werden kann, ist Reingewinn des Unternehmens.

Zusammenfassung.

Der zweite Teil dieser Arbeit geht von der Überlegung aus, daß die Einnahmen eines auf richtigen Voraussetzungen aufgebauten Verkehrsunternehmens nur in sehr geringem Maße zu beeinflussen sind, die Rentabilität daher im wesentlichen allein durch die Höhe der Ausgaben bestimmt wird. Es wird nachgewiesen, daß im regelmäßigen Fahrplanverkehr die Höhe der Anlagekosten und somit eines beträchtlichen Teils der jährlichen Ausgaben durch die Reisedauer bedingt wird. Die reinen Betriebsmittel hingegen richten sich nach Streckenlänge und Fahrtdauer. Eine Bedingungsgleichung für die Reisegeschwindigkeit ist aufgestellt, für die die Jahresausgaben zu einem Minimum werden. Mit Hilfe dieser Gleichung und mit der im ersten Teil gefundenen Beziehung zwischen Schiffsgeschwindigkeit und Volumen ist es gelungen, eine ökonomische Reisegeschwindigkeit für die Luftschiffe eines Verkehrsunternehmens zu finden. An einem Beispiel wird die Anwendung der Ergebnisse gezeigt.

Bücherbesprechungen.

Das Zeppelinluftschiff, seine Entwicklung, Tätigkeit und Leistungen. Von Franz Kollmann, Berlin W, 1924. Verlag M. Krayn. 90 S., 69 Abb.

Der Verfasser gibt in einem ersten Abschnitt die Entwicklung der verschiedenen Typen der Zeppelinschiffe, die in 69 Abb. veranschaulicht werden. Leider haben sich in diesem Abschnitt einige Ungenauigkeiten eingeschlichen, und die Darstellung erweckt etwas zu sehr den Anschein, als ob alle Errungenschaften auf dem Gebiet des Starrluftschiffbaues ausschließlich der Friedrichshafener Werft zu verdanken sind.

Der zweite Teil des Werkes enthält eine Tabelle mit den Hauptdaten sämtlicher erbauter Zeppelinschiffe sowie anschließend kurze Abrisse ihrer Lebensgeschichten. Für den Fachmann kann besonders dieser zweite Teil von Interesse sein.

Das Ganze bietet demjenigen ein bequemes Nachschlagebuch, der sich über die einzelnen Z-Schiffe zu unterrichten wünscht. B.

Z. R. 3, das deutsch-amerikanische Verkehrsluftschiff. Von Bruno Pochhammer. Verlag Theodor Visher, Freiburg i. Breisgau, 1924. 112 S. Viele Abbildungen.

In einer auch dem Laien leicht verständlichen Form wird der Z. R. 3 eingehend in allen seinen Teilen beschrieben. Anschließend hieran führt der Verfasser, der sich wohl als Erster dieser Arbeit unterzieht, dem großen Publikum alle die Gesichtspunkte vor Augen, die für die Verkehrsluftschiffahrt von Bedeutung sind. Dem Werk ist daher weite Verbreitung zu wünschen. B.

Die Logarithmen der Hyperbelfunktionen. Formeln. Herausgegeben von Dr. Ulfilas Meyer und Professor Dr. Adalbert Deckert, Posträte im Telegraphentechnischen Reichsamt Berlin. Kempten 1924. Verlag Josef Kösel und Friedrich Pustet. 8°. VI und 78 S.

Die Exponentialfunktion, die Werte Sin und Cos sowie Tg (hyperbolisch!), sodann die Kreisfunktionen sin und cos sowie tg abhängig vom Bogen, ferner die Logarithmen dieser Werte werden vor allem dem Flugzeugstatiker, aber auch bei Schwingungsrechnungen usw. gute Dienste tun. Die übersichtliche Anordnung, die bequemen Hilfsmittel für das Interpolieren und die zahlreichen Formeln am Rande der Zahlengruppen seien besonders hervorgehoben.

Auch die Tafeln zum Verwandeln von Winkeln in Bogen, häufige Zahlenwerte, Kehrwerte der Zahlen von 0,0100 bis 0,1009, elektrotechnische Formeln und Angaben werden willkommen sein. Das Verzeichnis der englischen Maße am Schluß ist für verkehrstechnische Zwecke leider etwas lückenhaft. E.

Digitized by Google

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1924; Ausgabenummer [14] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Aeromarine-Flugboot E. O., für Earl Osborne, New York, gebaut. Gefordert waren Wirtschaftlichkeit, sicheres, leichtes Fliegen, kein Vertrimmen durch Belastungs- und Drehzahländerungen. Oberflügel spannt weiter und hat vor allem größere Tiefe; stark gestaffelt, zweiteilig, Spruce-Fachwerk, an Mittelstück angeschlossen, das auch Motor und Behälter trägt. Unterflügel mit einem Kastenholm, befestigt an Stahlrohr, das quer durch den Rumpf geht. Beiderseits ein V-Stiel und Drahtauskreuzung. Einstellwinkel des Unterflügels infolge Ausbildung der Beschläge leicht zu ändern.

Luftschraube über dem Schwerpunkt, geschützt durch Rumpfvorderteil; Änderungen der Schraubenzugkraft haben wenig Einfluß auf die Gleichgewichtslage.

Rumpf aus 17 S-Legierung, in Amerika statt Duralumin verwendet, besitzt große Reserve-Schwimmfähigkeit. Bauart wie A. M. C.-Boot. Rumpfboden ausgeprägt V-förmig, hinter der Stufe stark nach oben gezogen. 2 offene Sitze nebeneinander, Führersitz in der Mitte etwas vorgeschoben.

Motorgondel ebenfalls 17 S-Legierung, ist ein Stromlinienkörper mit Vieleck-Querschnitt, trägt vorne eine Platte für die Motorbefestigung, hinten den Benzintank, davor den Öltank; jener ist zweiteilig für Betrieb und Reserve. In das Boot führen nur Drosselgestänge und Zündleitung.

Spannweite, oben	11,56	m
Spannweite, unten	10,34	m
Tiefe, oben	1,52	m
Tiefe, unten	0,91	m
Staffelung	1,04	m
Länge	7,62	m
Flächen: Flügel oben	15,4	m²
Flügel unten	8,2	m²
Gesamtflügel	23,6	m²
Höhenflosse	1,9	m²
Höhenruder	1,1	m²
Kielflosse	0,5	m²
Seitenruder	0,9	m²
Einstellwinkel am Rumpf	5°	
Einstellwinkel an den Stielen	3,5°	
V-Stellung oben	0°	
V-Stellung unten	3,5°	
Pfeilform	0°	
Flügelschnitt oben — Aeromarine	2 b	
Flügelschnitt unten — Aeromarine	6	
Lastvielfaches	8,6	
Leergewicht	472	kg
Zuladung: Führer und 1 bzw. 2 Gäste	154 bzw. 231	kg
Anker und Tau	9	kg
Benzin 36 bzw 68 kg		
Öl . . . 9 bzw. 14 kg	208 bzw. 322	kg
Fluggewicht	680 bzw. 794	kg
Motor: Anzani 6. AB. Sechszylinder	70/80	PS
Flächenbelastung	33,6	kg/m²
Leistungsbelastung (bei 75 PS)	10,6	kg/PS
Flächenleistung	3,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit (bei 680 kg Fluggew.)	118	km/h.

— *B. V. Korvin-Kroukovsky*, The Aeromarine Model E O Sport Flying Boat; Aviation 17, Nr. 6 vom 11. August 1924, S. 858 bis 860 (5½ Sp., 3 Lichtb. d. Flugbootes, 1 Zahltaf.); Auch: The Aeromarine EO Seaplane; The Aeroplane 27, Nr. 10 vom 3. Sept. 1924, S. 232 (2 Sp., 4 Lichtb. des Flugbootes, 1 Zahltaf.). *P., E.* 41401.

Leichtbau. Baumann hat bereits 1912 (Buch: »Die mechanischen Grundlagen des Flugzeugbaus«) Verhältniswerte der Eigenschaften von Baustoffen (Wichte, Beanspruchung, Formänderarbeit) angegeben, außerdem die Formbarkeit berücksichtigt: bei Zugbeanspruchung ist sie unwesentlich, bei Biegung tritt für Kreisrohre die dritte Wurzel aus dem Verhältnis von Wandstärke zu Durchmesser, für Vollellipsen die dritte Wurzel aus dem Achsenverhältnis zu dem Ausdruck Wichte durch (Biegungsfestigkeit)$^{2}/_{3}$, bei Knickung die entsprechenden Quadratwurzeln zu dem Verhältnis Wichte zu Wurzel aus Elastizitätsmaß.

Für den Luftwiderstand eines gezogenen, gebogenen oder geknickten Baugliedes ergeben sich bei den drei Beanspruchungsarten entsprechende Verhältniswerte, in denen noch die Widerstandsbeizahl des entsprechenden Querschnittes auftritt. Geringes Gewicht und kleiner Widerstand bedingen meist verschiedene Baustoffe und Bauformen. — *A. Baumann*, Die Frage des Baustoffes im Leichtbau, Zuschrift zum Aufsatz von *P. Meyer*, vgl. 41006, und dessen Entgegnung; ZVDI 68, Nr. 31 vom 2. August 1924, S. 816 (1 Sp., 2 Formeltaf.). *E.* 41402.

Leichtbau. Im Flugzeugbau läßt sich Leichtbau bei kleinen Flugzeugen nicht durchgreifend anwenden wegen der örtlichen Beanspruchungen.

Kriegsflugzeugbau mit seiner Massenfertigung gestattet leichteres Bauen mittels Vorrichtungen.

Die Glenn L. Martin Co. in Cleveland, Ohio, stellt Knotenpunkte nicht durch Schweißen und Nieten, sondern als Gußstücke aus einer Aluminium-Silizium-Legierung mit 20 kg/mm² Zugfestigkeit und 5 bis 8 vH Dehnung her. — Bemerkungen von *W. Hoff* im Anschluß an Vortrag von *A. Baumann* über Leichtbau auf der Hauptversammlung des VDI in Hannover; ZVDI 68, Nr. 36 vom 6. September 1924, S. 928 (1½ Sp., 2 Lichtb. eines Flügelanschlusses mit Rippen und eines Rumpfvorderteils mit Gußknotenpunkt). *E.* 41403.

Leichtbau. Leichtkraftbau ist neben der Gewichtersparnis in Stoff und Form möglich: »zum Beispiel durch von vornherein günstigere Gestaltung des Kräftesystems oder Verkleinerung oder bessere Ausnutzung des Energieflusses sowie geschickte bauliche Durchbildung«. In der Anwendung auf dem Kraftmaschinengebiet zeigt die leichte Hochdruck-Turbinenanlage für Luftfahrzwecke von Wagner, besonders deren Kessel, daß die Dampfanlage 3 kg/PS wiegt gegenüber 15 kg/PS beim leichtesten heutigen (Torpedo-Boote). Weiteres Anwendungsbeispiel: Schwebebahn mit Luftschraubenantrieb. — Bemerkungen von *Rudolf Wagner* zum Vortrag von *A. Baumann* über Leichtbau auf der Hauptversammlung des VDI in Hannover; ZVDI 68, Nr. 36 vom 6. September 1924, S. 928 (½ Sp.). *E.* 41404.

Material. Aluminium und seine Legierungen wurden an Bord von Schiffen zuerst in Amerika verwendet; Hauptbedenken: Korrosion durch Seewasser. Widerstandsfähigkeit durch Einhängen von Proben an Glasstäben in Behälter mit zerstäubtem Salzwassernebel innerhalb 8 Wochen untersucht. Tiefe des Angriffs darf 0,1 mm, Zugfestigkeitsabnahme 3 vH nicht überschreiten.

Von den Legierungen sind die mit Mangan und Silizium am beständigsten gegen Korrosion. Diese hat das kleinste Schwindmaß und läßt sich leicht vergießen; über 8 vH Si-Gehalt wird das Gefüge grobkörnig, wenn man nicht nach Pacz (1920) bei 910° mit 1.5 Gewichts-vH eines Härtepulvers von ⅓ Chlornatrium und $^{2}/_{3}$ Fluornatrium versetzt (das Frankfurter Silumin wird nach einem ähnlichen Verfahren behandelt. D. Ber.); dann kann man bis 15 vH Si Feinkörnigkeit erzielen. Eisengehalt muß unter 1 vH bleiben.

Zusammensetzung vH Si	Al	Zugfestigkeit kg/mm²	Dehnung vH	Brinellhärte	Zustand
5	95	11,5	3,5	35	unveredelt
13	87	18	8	45	veredelt n. Pacz

Schweißen von Aluminium ist möglich, wenn man sorgfältig reinigt und Oxydhaut, etwa unter einem Flußmittel, entfernt. Für dieses empfehlen Hewlett und Basch 70 vH Zinn, 30 vH Zink bzw. 27 vH Zink, 3 vH Aluminium. Beim autogenen Schweißen mit Azetylen höhle man die zusammengefügte Oberfläche längs der

Digitized by Google

Schweißnaht aus und tauche den erhitzten Schweißstahl gründlich in das Flußmittel; etwa 40 vH Chlornatrium, 40 vH Chlorkalium, 10 vH Chlorlithium (und 10 vH ?) oder auch 30 vH Chlornatrium, 45 vH Chlorkalium und 3 vH doppeltschwefligsaures Natron.

Duralumin hat geglüht 18 bis 25, vergütet 36 bis 40 kg/mm² Zugfestigkeit und 10 bis 15 bzw. 18 bis 20 vH Dehnung. Nur bis 6 mm Wandstärke zu erhalten. Vergüten durch langsames Erhitzen auf 500° für 10 bis 30 min und Eintauchen in kochendes Wasser längstens 30 s nach dem Herausnehmen aus dem Ofen. Abschrecken in kaltem Wasser erhöht den Korrosionswiderstand.

Amerikanische Versuche mit U-Profilen verschiedener Modelle, die 3 min in Salzwasser lagen, zeigen keinen Angriff beim Duralumin. Auch in Frankreich sollte man dem Beispiel folgen und durch Aluminium an Bord Gewicht und Kupfer sparen. — *F. C.*, L'emploi de l'aluminium et de ses alliages à bord des navires; La vie technique et industrielle 6, Nr. 59 vom August 1924, S. 307 bis 308 (4 Sp., 1 Zahltaf.). *E.* 41405.

Material. Beim Metall-Flugzeugbau sind für die Wahl der Werkstoffe neben den allgemeinen Eigenschaften (s. Zahltaf. 1) maßgebend:

1. Korrosion, vor allem für Schwimmer. In Saint-Raphaël wurden Blechproben ohne und mit Schutzüberzug durch Email, Firnis, galvanische oder Schoop-Verzinkung der Seeluft auf Schwimmern, im Freien oder im Flugschuppen ausgesetzt und vierteljährlich untersucht. Ungeschützte Platten zeigten im Schuppen verringerte Dehnung und Veränderung nahe den Befestigungsschrauben, auf den Schwimmern deutliche Änderungen und nach einem Jahr 0,1 mm Dickenabnahme, bis auf 30 vH verminderte Festigkeit und von 20 auf 5 verminderte Dehnung, die auf geändertes Molekulargefüge hinweist; die Oberfläche war besonders an den Nietstellen und an der Berührungsfläche mit dem Schwimmer sehr ausgeprägt, wo sich das Seewasser am längsten hält und Elektrolyse hinzutritt. Oberflächenschutz bewährte sich zunächst nur in der Luft und unter dem Schuppen außer den Befestigungslöchern: bei den Wasserflugzeugen waren Email und Firnis im dritten Monat verschwunden und die Verzinkung stark angegriffen. Bei vorheriger Behandlung mit Wärme und verschiedenen Flüssigkeiten änderte sich die Korrosionsbeständigkeit; am besten war sie nach 5 h langem Eintauchen in Wasser von 100° mit je 2,5 Gewicht-vH Pottasche und doppelkohlensaurem Natron, 1 Gewicht-vH doppelchromsaurem Natron. Duralumin läßt sich also durch zweckmäßige Überzüge auch im Seewasser mehrere Monate erhalten; doch soll man so bauen, daß alle Flächen leicht zu überwachen sind.

2. Nietung. Die verschiedenen baulichen und technologischen Fragen werden bei der Section Technique Aéronautique mit Niet- und Prüfmaschinen untersucht. Z. B. ergab sich die Nietkraft für 4 mm Durchm. zu 2,5 bis 3 t. Duraluminnieten von 4,5 mm Durchm. in Duraluminblechen von 1,5 mm Dicke waren ohne Warmbehandlung gegen Abscheren und Abreißen durch Schläge mit dem Cambridge-Hammer fester.

3. Warmbehandlung erfordert besondere Fabrikeinrichtungen oder Einsendung des bearbeiteten Stückes an die Lieferfirma; vorteilhaft ist Bauweise in einfachen Profilen, die Nachvergüten wie Kaltbearbeiten teilweise überflüssig machen.

4. Schwingungsfestigkeit wird für viele schwer erklärbare Brüche verantwortlich gemacht. »Eins der schlagendsten Beispiele war der Deutsche Metalleindecker, der in Madrid vor dem König Alfons XIII flog, und dessen einer Flügel in der Luft plötzlich umklappte.« Berechnungsfehler oder Wärmespannungen können den Bruch nicht verursacht haben.

Die Schwingungsfestigkeit von Blechen wird in der Section Technique Aéronautique mit Probestreifen untersucht, die in der verbreiterten Mitte Weicheisenplatten gegenüber von Wechselstromspulen tragen. Nach einer gewissen Zeit bricht die eine Hälfte nahe der Verspannung, die andere wird nach Festigkeit und Feingefüge mit ihr verglichen. Für 280 (beim letzten 400) kg Anfangszug und 10 mm Schwingweite (s. Zahltaf. 2) zerschwangen 1 mm starke Duralblechproben mit Stahlblechauflagen von 2 mm Dicke in 3 h, mit solchen von 4,5 mm Dicke in 14 h, ohne Auflage hielten sie über 200 h. Kupfer-Aluminium hielt, von 900° vergütet, fast doppelt so lange wie geglüht; 1,5 mm starkes Duraluminblech mit 2 mm starker Eisenauflage hielt bei 225 kg Anfangspannung und 10 mm Schwingweite im Naturzustand 2 h 10 min, geglüht 20 min, von 475° mit kaltem Wasser gehärtet und 48 h gelagert 1 h 30 min bis zum Schwingungsbruch.

Stromliniendrähte, die im Fluge zerschwungen sein sollten, mit 9,5 kg/mm² Elastizitätsgrenze, 110 kg/mm² Bruchfestigkeit und 11 vH Dehnung hielten über 200 h lang Schwingweiten von 10 bis 20 mm ohne Bruch und ohne Verminderung der Zugfestigkeit. (Danach ist also das oben behauptete Zerschwingen des Deutschen Metalleindeckers zum mindesten nicht einwandfrei auf Materialermüdung zurückzuführen. D. Ber.)

Bei stärkeren Vergrößerungen zeigt sich das Feingefüge des Duralumins an den symmetrischen Stellen zum Schwingungsbruch deutlich verändert, ein Beweis für molekulare Umwandlungen, die es ermöglichen müßten, etwa durch Röntgenstrahlenuntersuchung oder durch werkstattbrauchbare einfache Mittel ein ermüdetes Stück von einem gesunden zu unterscheiden.

Zahlentafel 2 (zu 41406). **Schwingungsfestigkeit verschiedener Metalle.**

Blech aus	Duralumin	Mittl. Stahl	Messing	Kupfer-Aluminium	Maß
Elastizitätsgrenze .	22	18	26	15	kg/mm²
Bruchfestigkeit . .	38	24	35	44	kg/mm²
Dehnung	16	10	40	60	vH
Schwingdauer[1])	13,0	6,5	11,5	—	h
	13,3	4,5	4,0	16,0	h
	7,8	—	—	—	h
	4,0	—	—	—	h

[1]) Die beiden ersten Zahlen von Duralumin beziehen sich auf 1 mm, die beiden letzten auf 1,5 mm starke Stahlblechauflage, die Werte der übrigen Metalle sind Ergebnisse aus 2 Versuchen (da die 2 Zahlen geringer sind, beziehen sie sich vermutlich nicht auf 280, sondern auf 400 kg Vorspannung, wie beim Kupfer-Aluminium. D. Ber.).

Zahlentafel 1 (zu 41406). **Eigenschaften französischer Metalle.**

Blech aus	Aluminium-Leichtlegierung A. L. 21	Magnesium	Hochwertiger Sonderstahl	Weicher Stahl	Nicht rostender Stahl (13 vH Chrom)	Kupfer-aluminium	Messing	Neusilber	Maß
Wichte	2,7	1,8	7,8	7,7	7,8	7,1	8,4	8,3	t/m³
Elastizitätsmaß . . .	7,3	4,3	22,0	20,0	22,0	10,5	9,2	10,5	t/mm²
Wärmedehnung . . .	22	25	—	15	—	16,3	17	18,4	$\cdot 10^{-6}$
Verhalten im Meerwasser ohne Schutz	mäßig	sehr schlecht	schlecht	schlecht	gut	gut	zieml. gut	gut	—
Warmbehandlung . .	gehärtet	geglüht	gehärtet u. angelassen	geglüht	gehärtet u. angelassen	gehärtet	geglüht	geglüht	—
Elastizitätsgrenze . .	23	15	75	24	30	26	39	26	kg/mm²
Federungslänge[1]) . .	8,5	8,3	9,8	3,1	3,9	3,2	5	3,2	km
Zugfestigkeit	38	23	90	38	55	55	46	40	kg/mm²
Reißlänge[2])	14	12,8	11,5	4,9	7	7	5,8	5	km
Bruchd. hnung	16	10	10	19	10	30	28	15	vH
Verbindbar durch . .	Nieten	Schweiß.	Nieten	Schweiß.	—	Schweiß. Löten	Löten	Löten	—
Erzeugung in Frankreich 1923	gut	zieml. gut	zieml. gut	gut	zieml. gut	gut	gut	gut	—
Preis 1923	20	50	20	1	—	10	7	12	frs/kg

[1]) »Federungslänge« (Name vom Berichter vorgeschlagen) ist das Verhältnis der Elastizitätsgrenze (kg/mm²) zur Wichte (t/m³) in km.
[2]) »Reißlänge« ist das Verhältnis der Zugfestigkeit (kg/mm²) zur Wichte (t/m³) in km.

Digitized by Google

— *Lecoeuvre*, Quelques problèmes relatifs à la construction métallique des appareils aériens; La Technique Aéronautique **15**, Nr. 35 vom 15. September 1924, S. 282 bis 295 (14 S., 5 Lichtb. von Prüfgeräten, 1 Schnittlichtb. durch Blechnietung, 2 Zeichn. von Nietanordnungen bzw. Probestücken, 6 Zahltaf.). *E.* 41406.

Material. Der wichtigste Baustoff für Flugzeuge »war bisher bekanntlich Holz in Verbindung mit Stahl«. Jenes ist gut zu bearbeiten, billig, leicht und doch fest. Beim Vereinigen mit Stahl wird wegen der Festigkeitsunterschiede an den Kraftüberleitungen Gewicht verschwendet. Auch ist Holz unregelmäßig in Wuchs und Gefüge, in Dichte und Stärke, empfindlich gegen Lufteinflüsse, brennbar und splittert.

Im Metallbau zwei »Schulen«: Stahl und Leichtlegierung, Duralumin, neuerdings Magnesium-Zink. Stahlblech wird bei gleichem Gewicht dünner, also gegen örtliches Einbeulen und Verminderung der Festigkeit empfindlicher; auch zum Nieten sind Verstärkungen nötig. Ein Junkers-Flügel könnte aus 0,1 mm-Blech hergestellt werden, wäre dann aber zu schwer zu befestigen und zu schwach für den Betrieb, wird daher mit 0,3 mm dickem Blech überzogen.

Stahl läßt sich wie Holz in wenigen Holmen zusammenfassen, statt ihn auf der Außenhaut auszubreiten. Die Engländer bauen Flügelgerippe aus Stahlblech mit Stoffbespannung. Sie sind nicht wie die Deutschen zum freitragenden Eindecker übergegangen. Doppeldecker sind wendiger, waren in Göteborg auch schneller: DH 50 hatte mit 10 vH Mehrlast 5 vH größere Geschwindigkeit bei 10 vH kleinerem Verbrauch als Junkers-Eindecker. Der Doppeldecker hat also noch nicht ausgespielt; für ihn eignet sich Duralumin weniger, weil bei ihm die Faser der Neutralachse näher liegt. In England mißtraut man dem Duralumin angeblich wegen zu geringer Schwingungsfestigkeit, so daß das Luftministerium es für wichtige Teile verboten hat (Versuche des Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart, Berichte I, S. 160 bis 172, ergeben genügende Arbeitsfestigkeit! D. Ber.).

Zwischen der deutschen und der englischen »Schule« muß die Zukunft entscheiden. Dornier und die Franzosen gehen einen Mittelweg. Jedenfalls hat Metallbau große Vorteile. (In Schweden wird zurzeit, vgl. auch 41409, Propaganda gegen den deutschen und für den englischen Metallbau gemacht, wobei das Duralumin hauptsächlich herhalten muß. D. Ber.) — Bericht über Vortrag von *I. Malmer*, Byggnadsmateriel för flygplan; Svensk Motortidning **19**, Nr. 24 vom 24. August 1924, S. 775 (1½ Sp.). *E.* 41407.

Material. Die Eigenschaften des Stahls hängen mehr als die anderer Metalle vom Hochofenprozeß und vom Erz ab. Die Abkühlungsgeschwindigkeit eines weichen Stahls beeinflußt vor allem in der Nähe der beiden Umwandlungspunkte das Feingefüge sehr stark. Das konnte nachgewiesen werden durch teilweise übertrieben langsames Abkühlen über einen Umwandlungspunkt hinweg und rasches Erkaltenlassen am andern. Im einzelnen erklärt sich das Verhalten aus der Kurve der binären festen Lösung von Ferrit bzw. Zementit im Eutektikum Perlit. — *M. E. Pitois*, Nouvelles recherches sur les aciers et leur utilisation en aviation; La Technique Aéronautique **15**, Nr. 34 vom 15. August 1924, S. 261 bis 277 (16 S., 27 Gefüge-Lichtb., 2 Zustandskizz. von Stahl). *E.* 41408.

Material. Duralumin, in Seewasser ohne Schutzüberzug halb eingetaucht, vermindert nach schwedischen Versuchen mit 1,5 mm-Blechen seine Zugfestigkeit in 6 Monaten, seine Dehnung in einem Monat auf die Hälfte (in den Schaubildern sind die Kurven umgekehrt bezeichnet! D. Ber.), ganz eingetaucht weit weniger; Stahl ist viel beständiger. Duralumin läßt sich dagegen leichter bearbeiten, doch ziehen die Engländer Stahl vor. Dornier kommt zu einer Vereinigung von Stahl und Duralumin; doch erfordert dieses größte Vorsicht (s. auch 41407).

Gegen die Angreifbarkeit durch Salzwasser, die vor allem für Flugboote wichtig ist, gewähren wegen der Diffusion Überzüge nur teilweise Schutz. So gab ein gelacktes Rohr aus der Höhenflosse eines Flugbootes, das 4 Jahre alt und im ganzen 15 Monate im Betrieb gewesen war, statt der ursprünglichen Zugfestigkeit von 48 (die an dem gleichen Stück nicht geprüft werden konnte! D. Ber.) nur 19,8 kg/mm², also 45 vH der ursprünglichen. (Nach amerikanischen Untersuchungen, vgl. folg. Heft, ist Duralumin in Seewasser beständig, auch wird es bei deutschen Metallflugzeugen verschiedener Bauart u. a. für Schwimmer verwendet! D. Ber.).

Holz von 5jährigen Flugbooten zeigte keinen Rückgang der Festigkeit (Die Empfindlichkeit von Holz gegen Feuchtigkeit wird vor allem in englischen Berichten über Japan betont! D. Ber.).

— *Tord Ångström*, Duraluminiummetallens beständighet, Svensk Motortidning **19**, Nr. 29 vom 20. Juli 1924, S. 671 bis 672 (5 Sp., 2 Schraub. der Schlagfestigkeits- und Dehnungsabnahme von Duralumin und Stahl in Salzwasser); s. auch NfL 24/39.6.

E. 41409.

Material. Metalle: Nach de Fleury haben Dichten, Zugfestigkeiten, Elastizitätsgrenzen und Elastizitätsmaße eines gewöhnlichen Stahls und einer leichten Legierung ungefähr das gleiche Verhältnis 2,7. Für Zugglieder spielt das Elastizitätsmaß keine Rolle, in anderen Fällen kann es eine hohe Elastizitätsgrenze, die sonst anzustreben ist, unwirksam machen durch Beschränkung der Arbeitsfestigkeit. Ventilstähle arbeiten in 900° Temperaturbereich, dürfen in diesem keine Umwandlungspunkte aufweisen. Nichtoxydierbarkeit ist bei 12 bis 13 vH Chromgehalt nur bis 300 oder 400° zu erreichen, ferner Korrosions- sowie Umwandlungsbeständigkeit; durch 35 vH Nickelgehalt Nichtoxydieren bei hoher Temperatur. Beide Zusätze verwendet das Stahlwerk Imphy. Wärme- wie Stoßbeständigkeit wird durch Wolframzusatz erreicht. Lorraine-Diétrich hat durch Motorversuche mit Nickel-Wolfram-, Nickel-Chrom- und Chrom-Wolfram-Stählen von 0,18 bis 0,60 vH Siliziumgehalt festgestellt, daß Nickel wegen Formänderungen und Oberflächenangriff ungeeignet und ein Werkzeugstahl mit 0,07 vH Kohlenstoff, 5 vH Chrom, 17 vH Wolfram und 0,60 vH Silizium am besten ist.

Duralumin: Portevin und Chevenard haben den Härtevorgang geklärt; Rosenhain, Archbutt, Hanson und Gayler führten die Härtung auf Lösen der Verbindung Mg_2Si in Aluminium zurück, das bei 350° beginnt, bei schnellem Abkühlen andauert und durch Anlassen aufgehoben wird. Das Silizium stammt aus Verunreinigungen des Aluminiums. Nach Grard löst sich auch die Verbindung Al_4Cu.

In England schuf man die Aluminium-Kupfer-Magnesium-Nickel-Legierung »Y«, die nach Kalt- oder Warmbearbeiten und Vergüten von 530° 16 bis 17 vH Dehnung, 33 kg/mm² Elastizitätsgrenze und 44 kg/mm² Zugfestigkeit aufweist; ferner eine Leichtlegierung mit 20 vH Zink, das feste Lösungen bildet, aber die Wärmebeständigkeit herabsetzt.

Gußlegierung Silumin: 87 vH Aluminium, 13 vH Silizium, 19 bis 22 kg/mm² Zugfestigkeit bei 5 bis 10 vH Dehnung, deshalb anderen Gußlegierungen vorzuziehen. In Frankreich als Alpax von Alais, Frouges et Camargue in Saint-Jean-de-Maurienne hergestellt. Die Rohlegierung wird bei 950° wieder eingeschmolzen und mit Alkali-Fluoriden und -Chloriden, sogar mit reinem Natrium in genau bestimmte Mengen versetzt, kräftig verrührt, bei 730° vergossen. Schwindmaß wie Grauguß.

Kupferaluminium: Nach dem Vergüten 45 kg/mm² Zugfestigkeit, 17 kg/mm² Elastizitätsgrenze und 30 vH Dehnung (Mindestzahlen), was Auswalzen sehr dünner Bleche und Verwendung zu Benzinbehältern mit 30 vH Gewichtsersparnis gegenüber Kupfer (0,5 gegen 0,7 mm Wandstärke) gestattet. Dichtezahl 7,8; Schweißversuche verheißen Erfolg. Wegen Schmeidigkeit und Unangreifbarkeit für Schwimmer und Flugboote, wegen Wärmeleitfähigkeit und spezifischer Wärme für Kühlmäntel geeignet.

Magnesiumlegierungen: Verunreinigungen bei elektrolytischer Gewinnung aus magnesium- und wasserfreiem Chlormagnesium: Chloride, die durch Schmelzen mit wenig Kalzium unter Luftabschluß oder im feuchten Wasserstoffstrom (wie in Griesheim) ausgeschieden werden müssen, da sie trotz Schutzüberzügen zu innerer Zersetzung führen. Dichtezahl 1,72, Zugfestigkeit in Blechen 20 bis 25 kg/mm², Elastizitätsgrenze 10 bis 15 kg/mm², Dehnung 10 vH, Elastizitätsmaß 4,8 t/mm².

Leichtigkeit: Kann bei gleichem Rauminhalt z. B. für Motor-Kurbelgehäuse, Instrumentensockel, Vergaserkörper Gewicht sparen. Bei gleichem oder wenig vermindertem Gewicht und vermehrtem Rauminhalt z. B. für Schubstangen das Trägheitmoment vergrößern und die Eigenschwingungszahl erhöhen; für unbewegte Teile, Rohre und Profilträger, Bleche, Flügelbedeckung, die örtliche Festigkeit gegen Einbeulen vermehren. Die Wärmeleitfähigkeit (0,38), geringer als bei Aluminium (0,48) und Kupfer (0,95), läßt sich aber durch Legieren mit diesen erhöhen; auch gestattet z. B. für Motorkolben das niedrigere Gewicht größere Querschnitte. Die Legierung ist ein Gemisch aus Magnesium, AlCu und AlMg. Als ternäre Verbindung kommt nach Göttinger Forschungen Al_5Mg_4Cu vor. Die Legierung läßt sich autogen schweißen. Krystallisation in der Nähe der Naht vermindert jedoch die Eigenschaften.

Kolben aus überleichten Legierungen gestatten höhere Verdichtung, heißere Verbrennungsräume und geringeren Verbrauch. Um die praktischen Vorteile der Ersparnis von Widerstand und Gewicht zu erproben, wurden gegossene und gepreßte Magnesiumteile, deren Festigkeit unwesentlich ist, an Stelle von Aluminium-

Digitized by Google

legierungen in 225 französische Flugzeuge eingebaut. Auch Bauglieder, die für die Flugsicherheit wesentlich sind, wie Rohre, Profile, Kurbelgehäuse, Bleche und Kolben, werden in überleichten Legierungen erprobt. — *Grard*, L'évolution métallurgique et métallique dans l'Aéronautique; La Technique Aéronautique **15**, Nr. 31, 32, 33 vom 15. Mai, 15. Juni und 15. Juli 1924, S. 138 bis 144, 174 bis 190, 226 bis 227 (25 S., 4 Zustandskurven, 1 Zeichn., 1 Lichtb. einer Zustandsfläche, 2 große, 5 kleine Zahltaf.). *E.* 41410.

Meßgeräte. Windmesser der Werkstätten R. Fueß, Berlin-Steglitz, besteht aus einem drehbaren Staukopf mit Windfahne, der auf Turm (7—8 m über Dachkante) aufgestellt wird, Über- und Unterdruck durch Drehkammer mit Quecksilberdichtung und zwei 13 mm-Gasrohren zum Anzeigegerät leitet, einer Kammer mit Schwimmer, Messingstab und Eisenkopf, der in einem luftdichten Glasrohr spielt und außen von einem Magneten umfaßt wird. Dieser trägt den Schreibhebel, der auf einem 45 m langen Papierband von 30 bzw. 60 mm/h Vorschubgeschwindigkeit aufzeichnet.

Bei Windschwankungen ändert sich der Druck in den Leitungen, daher hebt und senkt sich der Schwimmer mit dem Eisenstück, infolgedessen drehen sich Magnet und Schreibhebel. (Zum Messen des Gefüges von Böen, das für die Luftfahrt, vor allem den dynamischen Segelflug wichtig ist, sind die Lufträume zu groß, die Vorschubgeschwindigkeiten zu gering! D. Ber.) — *E. Becker*, Ein neuer hydrostatischer Windmesser; ZVDI **68**, Nr. 36 vom 6. September 1924, S. 933 bis 934 (2½ Sp., 1 Lichtb., 2 Skizz. des Gerätes, 1 Wiedergabe des Meßstreifens). *E.* 41411.

Meßgeräte. Erdinduktor-Kompaß von Titterington, Oberingenieur der Pioneer Instrument Co.: An die Bürsten eines im Erdfelde umlaufenden Ankers, der von einer Windschraube oder einem kleinen Elektromotor getrieben wird, ist ein Voltmeter angeschlossen. Die Lage der Bürsten zum Erdfeld ist vom Führer einstellbar. Zum Richtungsweisen stellt er eine Scheibe mit Gradteilung über einer Windrose auf die gewünschte Richtung. Damit werden die Bürsten in eine bestimmte Stellung zum Erdfelde gebracht, und das Voltmeter schlägt solange aus, bis der gewünschte Kurs anliegt.

Der Anker wird an einer Stelle des Flugzeuges eingebaut, an der keine örtlichen Magnetfelder vorhanden sind. Das Gerät arbeitet genauer als gewöhnliche Magnetkompasse. Es ist bei den amerikanischen Militär- und Verkehrsflugzeugen eingeführt. — The Pioneer Earth Inductor Compaß; Aviation **16**, Nr. 23 vom 9. Juni 1924, S. 616 bis 617 (2 Spalten, 4 Abb., 1 Einbauplan).
M., E. 41412.

Meßgeräte. Der Höhenmesser nach der Formel der Fédération Aéronautique Internationale (F. A. I.), der von der amerikanischen Technischen Abteilung der Fliegertruppen herausgebracht wurde, dient besonders zum Messen großer Höhen. Er ist auf Grund beobachteter Drücke geteilt, so daß die Temperaturabnahme im Gegensatz zu den früheren Instrumenten berücksichtigt ist. Die F.A.I.-Höhen sind nicht immer die wirklichen Höhen, bieten aber, da sie ganz bestimmten Drücken entsprechen, bei Höhenrekorden ein gutes Vergleichsmaß. Die Teilung reicht von 7,6 bis 15,2 km. Das Gerät wird, da es von Meereshöhe ab mißt, vor dem Fluge nicht auf Null eingestellt. — *F. B. Nevell*, A Special F. A. I. Altimeter; Aviation **16**, Nr. 22 vom 2. Juni 1924, S. 590 (1 Sp., 1 Abb.).
M., E. 41413.

Strömung. Der Schlagflügel-Vortrieb von Vögeln kann nahezu den Wirkungsgrad 1 haben: Jeder Punkt des Schlagflügels beschreibt in bezug auf den Körper eine flachelliptische Kurve; ersetzt man diese Bewegung durch die periodische Drehung des Flügels um eine Parallele zur Vogelquerachse, nähert den Anstellwinkel abhängig von der Neigung des Flugwindes geradlinig, die Beizahlen von Auftrieb und Widerstand abhängig vom Anstellwinkel in üblicher Weise an, so ergibt sich mit den Vernachlässigungen für kleine Windneigung aus der senkrechten Bewegungsgleichung und der Bedingung für das Verschwinden des Rücktriebs der Wirkungsgrad; (Schlagarbeit im Verhältnis zur gleichförmigen Vortriebsarbeit); er unterscheidet sich von 1 um ein Produkt, das man als Veränderlichkeit der Gleitzahl mit dem (günstigsten! D. Ber.) Anstellwinkel mal Veränderlichkeit des günstigsten Anstellwinkels mit der Windneigung deuten kann; er hängt daher von Schlaggeschwindigkeit und Flugbahnneigung nicht unmittelbar ab.

Der Vogel muß also der Luft stets möglichst den normalen Anstellwinkel bieten. Ändert sich sein Anstellwinkel zu wenig mit dem Windwinkel, so wird der Wirkungsgrad besser, aber die Schlaggeschwindigkeit muß dann sehr hoch sein.

Beim Bau von Schwingenflugzeugen sind freilich die Entwurfschwierigkeiten, die Verluste in den Übertragungen, das Gewicht und die Massenkräfte zu groß; diese Nachahmung der wirtschaftlich arbeitenden Natur wäre zu teuer erkauft. — *Louis Bréguet*, Sur le rendement de la propulsion des oiseaux par battements de leur ailes; Comptes rendus **178**, Nr. 27, Sitzung vom 30. Juni 1924, S. 2238 bis 2241 (3 S.). *E.* 41414.

Strömung. Die Bedeutung der Reynoldsschen Zahl für die Strömungstechnik wird versuchsmäßig bestätigt durch Messungen von Prandtl an unendlich langen und endlichen Zylindern, an Kugeln, Ellipsoiden und Scheiben (vgl. 40727). — *Marchis*, Le rôle du nombre de Reynolds en aérodynamique, vérifications expérimentales; Journal de Physique et le Radium (6) **5**, Nr. 6, 1924, S. 87 bis 88 (2 Sp.), Bericht nach Bulletin de la Société de Physique Nr. 203; auch in andern Zeitschriften (der Name Prandtls wird erwähnt, aber ohne Quellenangabe!). *E.* 41415.

Strömung. Die Tropfengröße zerstäubter Flüssigkeiten, die für Brennstoffzufuhr in Ölmaschinen, vor allem Dieselmotoren, für Staub- und Rauchbekämpfung in Flüssigkeitsnebeln, für Eindampf- und Trockenverfahren wichtig ist, läßt sich nach Abschätzen durch Augenmaß nur roh, mit physikalischem Verfahren (durch Fallberechnung nach Stokes mit Rücksicht auf Temperaturänderungen, Zusammenfließen der Tropfen, Konvektionsströme und kritische Tropfengröße nach Allen; durch Beobachten einzelner Tropfen oder der oberen Nebelgrenze oder Ausschleudern in Spirale; optisch: Tyndall-Erscheinung der Trübung von Lichtstrahlen; elektrisch: Übertragung einer bestimmten Elektrizitätsmenge, wobei jedoch die Teilchen als »Kerne« wirken) schon wegen der hohen Nebelgeschwindigkeiten der Technik schlecht bestimmen.

Bewegt man aber das Objektgläschen eines Mikroskopes mit einer dünnen Schicht geeigneter Auffangflüssigkeit (für Wasser Knochenöl, für Öl Glyzerin) an einem gefederten Schwinghebel rasch durch den Nebelstrahl, so kann man die Teilchen in der Flüssigkeit schwebend mikroskopisch auszählen und Häufigkeitskurven abhängig von der Tropfengröße aufzeichnen. Je steiler deren Größtwert und je kleiner ihre Kurvenfläche ist, desto gleichförmiger die Zerstäubung. Je näher der Höchstwert an der Ordinaten-Achse liegt, desto feiner wurde zerstäubt. — *F. Häußer* und *G. M. Strobl*, Die Messung der Tropfengröße bei zerstäubten Flüssigkeiten, Bericht für die Mitglieder der Gesellschaft für Kohlentechnik, Zeitschrift f. techn. Physik **5**, Nr. 4, 1924, S. 154 bis 157 (7 Sp., 1 Zeichn. des Tropfenbildes, 3 Zahlentafeln von Häufigkeitskurven); auch als Auszug: Berichte aus dem kraftfahrtechnischen Laboratorium der Gesellschaft f. Kohlentechnik, Autotechnik **13**, Nr. 1, 1924.
E. 41416.

Strömung. Wirbel in zusammendrückbaren Flüssigkeiten können (im Gegensatz zu Lagrange's Sätzen für zusammendrückbare Flüssigkeiten) nach Bjerknes und Silberstein entstehen und verschwinden, auch wenn nur konservative Kräfte auftreten, sobald der Druck nicht von der Dichte allein, sondern auch von der Temperatur abhängt; das ist aber in der Atmosphäre der Fall, so daß derartige Bewegungen eine Grundaufgabe der dynamischen Meteorologie bilden.

Zu den drei Bestimmungs- und der einen Kontinuitätsgleichung der klassischen Hydromechanik tritt hier die »Gleichung der zugeführten Energie«, was die vollständige Lösung sehr erschwert. Dagegen lassen sich die Bewegungen zusammendrückbarer Flüssigkeiten ohne diese Gleichung untersuchen, wenn man (ähnlich wie Helmholtz durch Ausschalten des Druckes aus den hydrodynamischen Gleichungen zu seinen Wirbelsätzen kam) aus denselben 4 Gleichungen die »dynamischen Elemente« (Druck, Dichte und deren Ableitungen) ausschaltet, so daß Beziehungen zwischen den kinematischen Elementen (Geschwindigkeitskomponenten und deren Ableitungen) übrig bleiben, die aus allen kinematisch denkbaren Bewegungen gerade die dynamisch möglichen herausheben.

Anwendung: Ist die gesuchte Bewegung bis auf eine Reihe willkürlicher Beiwerte oder Funktionen bekannt, so lassen sich diese vielfach aus jenen Bedingungen bestimmen; außerdem erhält man stets Druck und Dichte der Flüssigkeit.

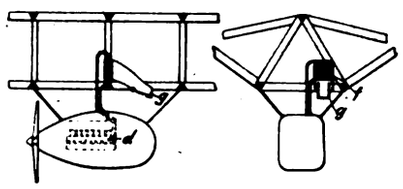
Beispiel: Für wagerechte Windbewegung werden die Bedingungen recht einfach und sind teilweise von selbst erfüllt. Die Sonderaufgabe für den Fall, daß ein Wind bestimmter Stärke allmählich herabsinkt, ist mit Zylinderfunktionen lösbar. — *A. Friedmann*, Über Wirbelbewegung in einer kompressiblen Flüssigkeit; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik (Ingenieurwissenschaftliche Forschungsarbeiten) **4**, Nr. 2, vom April 1924, S. 102 bis 107 (5 S.). *E.* 41417.

Digitized by Google

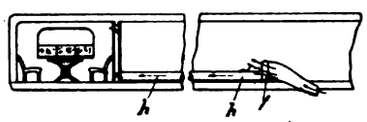
Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

402604/77h, 15. Kühleranordnung für Verbrennungskraftmaschinen bei Luftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., und C. Siller, Friedrichshafen. B. 20. 3. 23. V 23. 9. 24. Der Kühler *f* ist in das von der Motorenanlage *d* abgetrennte Innere des

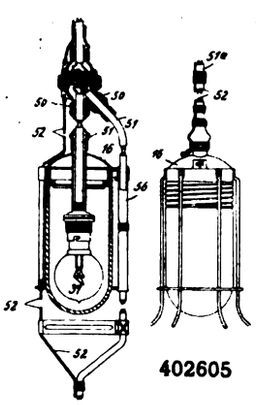


402604



Fahrzeughauptkörpers verlegt und erhält die nötige Kühlluft von einer an der Fahrzeugaußenwand liegenden Hutze *g*; der Kühler kann im Fahrzeuginnern in die Luftzufuhrleitung *h* der Belüftungsanlage für die Aufenthaltsräume eingebaut sein.

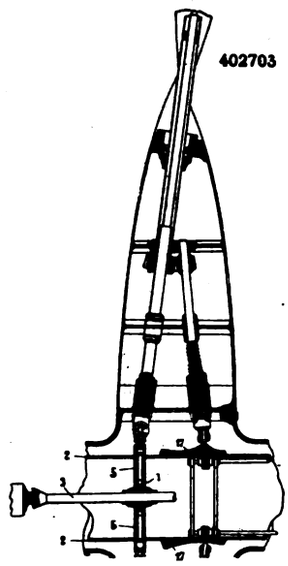
402605/77h, 15. Signallicht für Luftfahrzeuge. Vickers Ltd., Westminster (Engl.). B 15. 8. 22. V 20. 9. 24. Das insbesondere als Notsignal dienende Signallicht hat zwei übereinanderliegende elektrische Lampen (37) in durchsichtigen Hauben; sie sind beide in Gehäusen (16), die möglichst große Sichtbarkeitswinkel zulassen, angeordnet und an einer Verteilerdose aufgehängt, die



402605

zwei Stutzen (50) zum Durchgang zweier Kabel hat, von denen eins (51) zu der oberen, das andere (51a) durch eine Führung (56) seitlich an der oberen Lampe vorüber zu der unteren Lampe geht; auf der dem Seitenkabel entgegengesetzten Seite der Dose greift ein Tragseil (52) an, das beide Lampen gemeinsam mit dem Seitenkabel (51a) trägt.

402703/77h, 6. Hubschraube mit verstellbaren Flügeln für Schraubenflieger. R. P. Pescara, Barcelona. B 26. 11. 19. V 19. 9. 24. Jeder Flügel besteht aus zwei Teilen, deren jeder für sich einstellbar ist, und zwar sind die größeren Teile der Flügel mittels einer auf der Schraubenachse 2 verschiebbaren unrunden Hülse (17) und die kleineren Teile der Flügel (Endflügel) mittels eines nach allen Richtungen schwingbaren Hebels (3) und einer auf ihm gelagerten Scheibe (1,5) verstellbar. Durch die verschiedene Einstellbarkeit des Haupt- und des Endteils des Flügels soll erreicht werden, daß Schraubenflieger, die mit zwei entgegen-

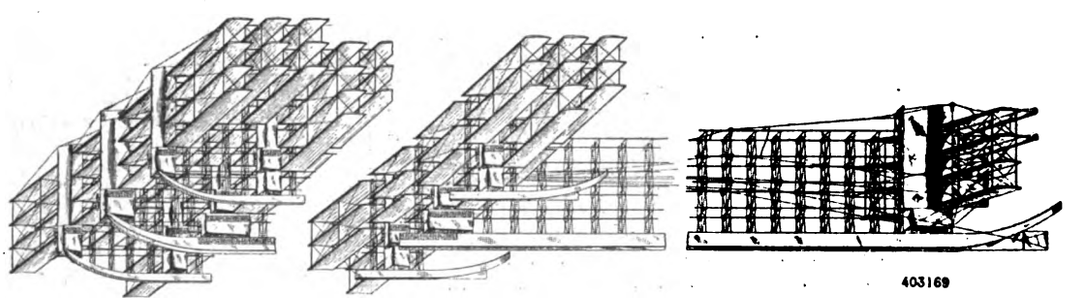


402703

gesetzt umlaufenden Schrauben versehen sind, eine hohe Stabilität, insbesondere auch beim Abstieg ohne Motor, erhalten.

403168/77h, 5. Flugzeug. R. Audorf, Hamburg. B 11. 6. 21. V 29. 9. 24. Ein Flugzeug, dessen Tragflächen in beliebige Neigung zur Längsachse gebracht werden können und bei dem die Tragflächen in der Seitenrichtung nicht nur gekippt, sondern auch verschoben werden können.

403169/77h, 5. Großflugzeug. W. E. Ikermann und B. Reinike, Longbeach (V. St. A.). B 21. 2. 23. V 26. 9. 24. In einem Träger, der getrennte Kabinen trägt, sind hintereinanderliegende Körper eingebaut, die sich senkrecht durch die ganze Höhe des Flugzeugs erstrecken und zur Erhöhung der Festigkeit des Flugzeuges sowie zur Verteilung des Luftstromes auf die Tragflächen dienen sollen.



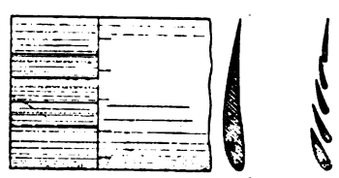
403169

403170/77h, 5. Übersetzungsgetriebe. T. Meiering, Buer-Scholwen. B 29. 12. 21. V 26. 9. 24. Bezieht sich auf ein Übersetzungsgetriebe für einen Propellerantrieb durch Tretkurbeln.

403171/77h, 5; Zus. zu 385852. Bekleidung der Tragflächen von Flugzeugen. Ch. Müschler, Regensburg. B 7. 12. 22. V 29. 9. 24. Die Erfindung betrifft ein Flugzeug mit elastischer Tragflächenbespannung zur Aufnahme von Druckkräften und bildet die im Hauptpatent geschützte Bekleidung in der Weise weiter aus, daß die einzelnen Schuppen auf Bügel aufgeschraubt sind, die als Begrenzung für die größte Durchbiegung der Schuppen dienen.

403172/77h, 5. Vorrichtung zur Erkennung der Windstärke auf Flugzeugen. O. Reder, Hannover. B 14. 9. 23. V 27. 9. 24. Die Vorrichtung dient zum Hörbarmachen der Böen beim Segelflug, um sie ausnutzen zu können. Sie beruht, auf dem Prinzip des Luftschneidetones, der entsteht, wenn Drähte dem Luftstrom ausgesetzt werden. Bekannte Vorrichtungen dieser Art (Sirenen, Pfeifen) haben zu großen Luftwiderstand und zu große Unempfindlichkeit und sind kostspielig. Bei dem Erfindungsgegenstande sind keine beweglichen Teile vorhanden, sondern dünne, runde oder besonders profilierte Drähte harfenartig in einem Rahmen derart straff eingespannt, daß ein Ton erzeugt wird, dessen Höhe sich mit der jeweiligen Relativgeschwindigkeit der Luft zum Apparat ändert, so daß das Auftreten einer Böe durch Steigen, ihr Aufhören durch Fallen des Tones sofort erkennbar wird.

403178/77h, 5. Tragflügel mit Querschlitzen. Dornier Metallbauten G. m. b. H., und F. Z. Diemer, Friedrichshafen. B 15. 12. 21. V 27. 9. 24. Die Erfindung bezweckt eine Verbesserung des aerodynamischen Wirkungsgrades der Tragflügel durch Vermeidung oder Verringerung des



403173

Randverlustes, der durch den Druckausgleich zwischen Ober- und Unterseite des Flügels über die Außenkante entsteht, und zwar dadurch, daß an den äußeren seitlichen Flügelkanten durch einen oder mehrere Schlitze Flächenstücke gebildet werden, deren Anstellwinkel kleiner ist, als der des Tragflügels, wobei diese Flächenstücke in an sich bekannter Weise um Querachsen schwenkbar sind, um ihren Anstellwinkel dem Flugzustand anpassen zu können, außerdem können sie in bekannter Weise in den Hauptflügel geschoben werden, um Spannweite und Flügelgröße zu ändern.

403627/h, 5. Flugzeug. A. G. Leigh, Santiago. B 8. 1. 21. V 2. 10. 24. In bekannter Weise sind außer der Haupttragfläche eine oder mehrere schmale Hilfsflächen vorgesehen, und zwar nach der Erfindung derart, daß die Vorderkante der Hauptfläche und die Hinterkante der ihr am nächsten liegenden Hilfsfläche im wesentlichen in derselben senkrechten Ebene liegen, sei es, daß die Hilfsfläche oberhalb oder unterhalb der Hauptfläche sich befindet.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

MITTEILUNGEN an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. des Hauptmann a. D. Krupp, Berlin W 35, Blumeshof 17,** zu richten.

Nachdruck nur mit Quellenangabe und bei Originalartikeln nur mit Genehmigung der Schriftleitung gestattet.

SONDERABDRUCKE werden auf besondere Bestellung beim Verlag und gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert, die bei dem Umbrechen des Textes auf kleineres Format sehr beträchtlich sind. Den Verfassern von Originalbeiträgen stellen wir bis zu 10 Stück des betr. vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

erscheint monatlich zweimal und kann innerhalb Deutschlands durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bezogen werden.

Vierteljahresbezugspreis für das ***Inland*** Goldmark 3.50.

Zahlung an den Verlag in bar oder auf Postscheckkonto München 4412.

Jahresbezugspreis für das ***Ausland:*** Doll. 4.20; zahlbar zum Dollarkurs in der in Betracht kommenden Landeswährung. Vorauszahlung für ein halbes oder ganzes Jahr wird angenommen.

Die Lieferung erfolgt auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verloren gegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

ANZEIGEN werden von der Verlagshandlung zum Preise von Goldmark —.12 für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entspr. Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand, die Anzeigen- oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten** betreffen, sind zu richten an die
Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, Glückstraße 8.
Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.
Postscheckkonto: München Nr. 4418.

Bezugsbedingungen.

Der *Bezug* unserer Zeitschrift erneuert sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. Etwaige Abbestellungen werden nur mit Ablauf des laufenden Vierteljahrs ausgeführt, wenn einen Monat vor Ablauf schriftliche Benachrichtigung erfolgt; bei Postbezug muß die Neubestellung ein Monat vor Quartalschluß erneuert werden.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Halbjahres Rechnung für das kommende Halbjahr zugestellt. Beträge, welche innerhalb eines Monats nach Rechnungsausstellung nicht eingehen, werden zuzüglich Spesen durch Nachnahme erhoben. Inlands-Bezieher, welche die Zeitschrift bisher *bei der Post bestellt* und bezahlt haben, erhalten wie üblich Aufforderung zur Zahlung des neuen Vierteljahres durch die Post. Auslands-Bezieher werden gebeten, die Neubestellung 14 Tage vor Quartalsbeginn beim Postamt zu veranlassen.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der entsprechenden Gebühr zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

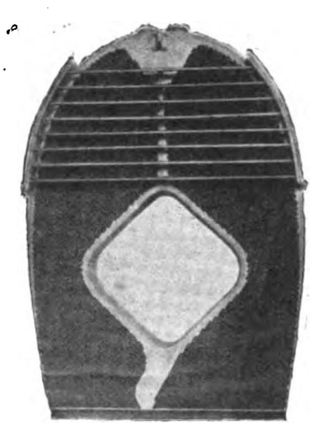
Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

INHALT:

Der Einfluß der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe. Von W. Bleistein. (Schluß von Seite 263.) S. 269. — Bücherbesprechungen. S. 275. — Luftfahrt-Rundschau. S. 276. — Patentschau. S. 280.

N. K. F.

Flugzeug-
nach
eingesandten
Zeichnungen



Heinkel-Stirnkühler

Kühler
nach
eigenen
Konstruktionen

Brennstoff-Filter für Flugzeuge

Norddeutsche Kühler-Fabrik Akt.-Ges.

Teleg.-Adr.: Nordkühlfa **Berlin-Tempelhof, Oberlandstr. 65** Tel.: Südring 1760—1763

Digitized by Google

ROHRBACH

DAS ROHRBACH LEICHTMETALL-FLUGBOOT TYPE RO II
ERZIELTE AM 20. SEPTEMBER bezw. 24. OKTOBER 1924

VIERZEHN WELTHÖCHSTLEISTUNGEN

FÜR WASSERFLUGZEUGE

BEI DER F.A.I. ANGEMELDET ZUR ANERKENNUNG ALS WELTREKORDE

ROHRBACH · METALL-FLUGZEUGBAU G.M.B.H.
BERLIN SW68, FRIEDRICHSTRASSE 203

Vier Weltrekorde

hält Aufklärungsflugzeug A-12

Geschwindigkeit	202.988	km/St.	auf	einer	Strecke	von	200	km	mit	Nutzlast	250	kg
„	226.272	„	„	„	„	„	„	100	„	„	„	250	„
„	189.219	„	„	„	„	„	„	200	„	„	„	500	„
„	202.1	„	„	„	„	„	„	100	„	„	„	500	„

AERO

Flugzeugwerke Prag-Vysočany

Jagdflugzeuge A-18 Propeller Aufklärungsflugzeuge A-12

Digitized by Google

Flugzeugbedarf,

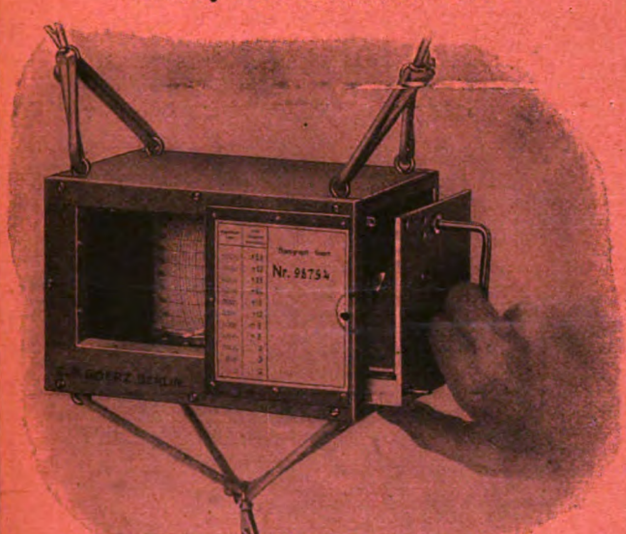
Motore, Ersatzteile, Magnete, Instrumente
und sämtliches Zubehör liefert
sofort preiswert ab Lager

JOACHIM RICHTER, BERLIN NW. 52,
Telephon Moabit 3266 Spenerstraße 34

MAXIMALL
Benzinuhren
Maximall-Apparate-Fabrik Paul Willmann
Berlin SW 61 / Blücherstraße 12

Jean Klein * Eisenhandel
BERLIN SO 16, Köpenicker Straße 41
Telephon: Moritzplatz 13099, 14581
Nahtlos kaltgezogene Präzisions-Stahlrohre
Gas- und Siederohre / Bleche / Federringe mit Sicherungsring aus Messing-, Kupfer- und Stahlrohr

GOERZ
Höhenmesser, Höhenschreiber, Neigungsmesser sowie andere Flugtechnische
Meßinstrumente



Prospekte kostenlos
Opt. Anstalt C. P. GOERZ A.-G.
Berlin-Friedenau 203 (23)

Welche

erstklassige in- oder ausländische Flugzeugfabrik würde den Bau einer neuen Flugzeugbauart mit nachfolgenden Eigenschaften übernehmen:

1. senkrechter Start,
2. senkrechte Landung,
3. Stillstand in der Luft relt. z. Erde,
4. normaler Horizontalflug,
5. normaler Horizontalstart und
6. normale Horizontallandung.

Angebote von nur ernsten Bewerbern werden berücksichtigt und sind unter ***Flugt. 98*** *an die Expedition dieser Zeitschrift zu richten.*

Jetzt hohe Rabatte! ***CELLEMIT*** *Jetzt hohe Rabatte!*

Imprägnierungsmittel für Luftfahrzeugbespannungen (dope), 1910 eingeführt (früher Cellon-Emaillit genannt). Ätherfrei, spannend, wetterfestmachend. Frisch hergestellt von der einzigen Spezialfabrik Deutschlands (23)

Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg

Alle technischen Fragen beantwortet

unser Verlagswerk „Technischer Selbstunterricht". Es vermittelt zugleich durch Selbstunterricht eine abgeschlossene technische Fachbildung bzw. erweitert und vertieft eine vorhandene. Der Preis des reich illustrierten Werkes ist billig, da es auch in Einzelheften (zu je M. 1.—) abgegeben wird. Bezug einzelner Hefte oder Bände verpflichtet nicht zur Abnahme des ganzen Werkes. Verlangen Sie noch heute Prospekt vom Verlag

R. Oldenbourg, München, Glückstr. 8

Ausschneiden!

Der Unterzeichnete bittet um Zusendung eines ausführlichen Prospektes über Barth, Techn. Selbstunterricht, lt. Anzeige in

El. Bc. Nr. 24

Name: .....

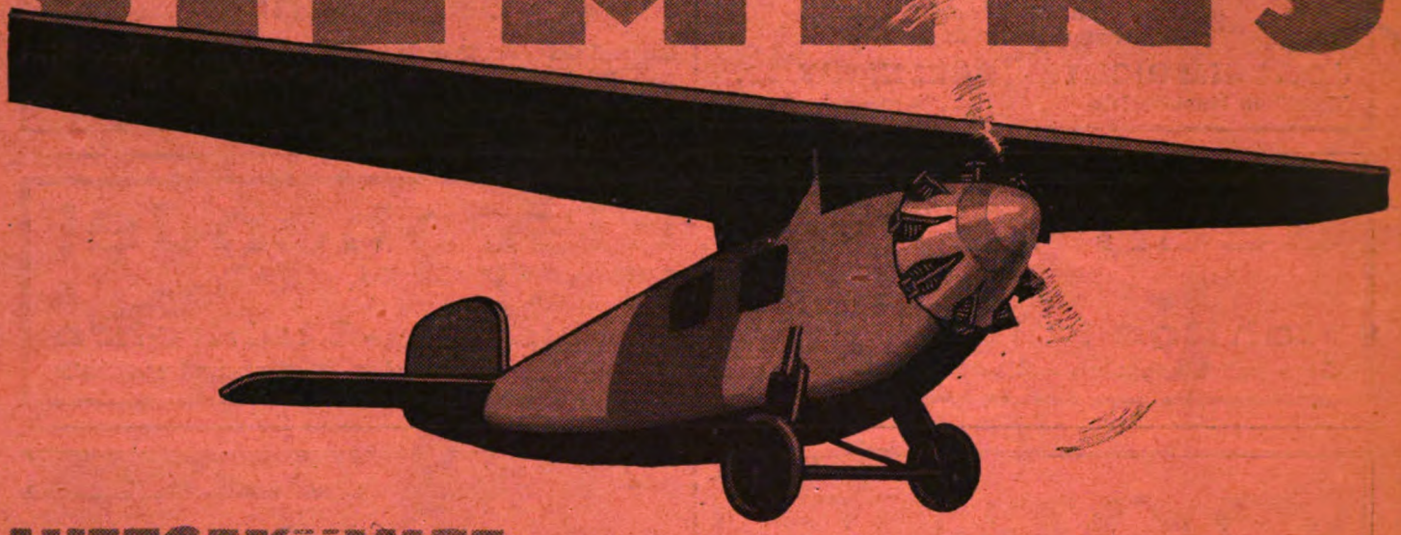
Beruf: .....

Anschrift: .....

Als Drucksache frankiert einschicken!

Digitized by Google

SIEMENS



LUFTGEKÜHLTE
STERNMOTOREN
FÜR FLUGZEUGE
SIEMENS & HALSKE A.G. BLOCKWERK
SIEMENSSTADT BEI BERLIN

Ergebnisse der
Aerodynamischen Versuchsanstalt
zu Göttingen

unter Mitwirkung von

Dr.-Ing. C. Wieselsberger und Dr.-Ing. A. Betz

herausgegeben von

Prof. Dr. **L. Prandtl**

Wieder lieferbar:

1. Lieferung: 2. Aufl. 144 Seiten, 91 Abbildungen u. 2 Tafeln. Lex. 8°. Brosch. M. 7.—

Enthält zahlreiche Versuchsergebnisse, außerdem eine Beschreibung der Anstalt und ihrer Einrichtungen und eine Einführung in die Lehre vom Luftwiderstand.

*

Soeben erschien:

2. Lieferung: 84 Seiten, 101 Abbildungen. Lex. 8°. Broschiert M. 6.—

Enthält wieder zahlreiche Versuchsergebnisse, eine Beschreibung von Meßeinrichtungen und eine Abhandlung über induzierten Widerstand von Mehrdeckern.

R. Oldenbourg, München und Berlin

Für den Anzeigenteil und die Beilagen verantwortlich: Klaus Döhner in München. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Digitized by Google

Digitized by Google

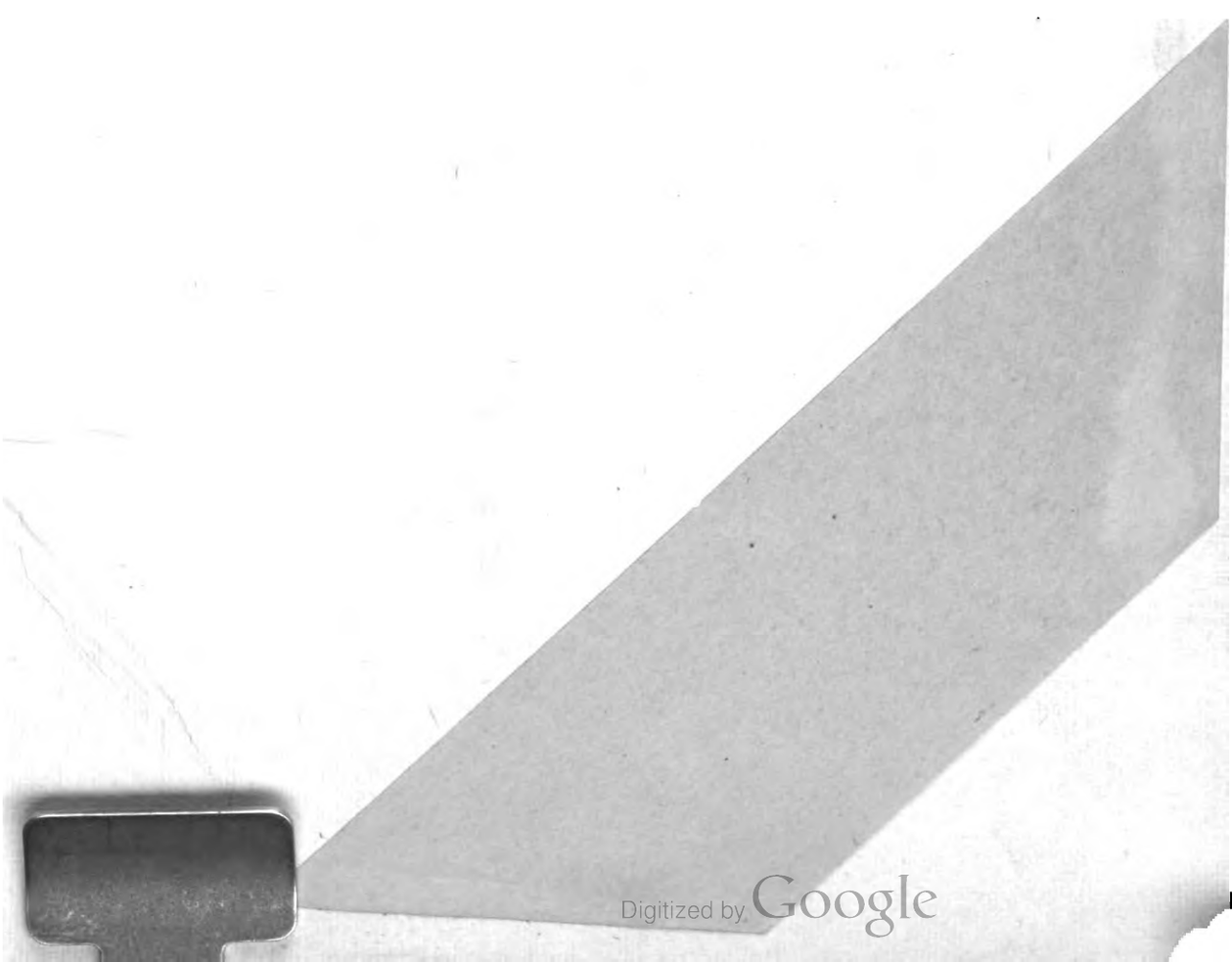
Digitized by Google

BOUND

MAR 10 1925

UNIV. OF MICH.
LIBRARY

UNIVERSITY OF MICHIGAN
3 9015 08012 9714



Digitized by Google

Digitized by Google